AEROKLUB PRL
Szkolenie
Szybowcowe

Własność Aer

MECHANIKA LOTU SZYBOWCÓW

Dr inż. WIESŁAWA ŁANECKA-MAKARUK

Szkolenie szybowcowe

MECHANIKA LOTU SZYBOWCÓW

Wydawnictwa
Komunikacji i Łączności
Warszawa 1979

WKŁ

Okładkę projektował
ZENON PORADA
Układ typograficzny wnętrza
TADEUSZ PIETRZYK

797.55
Mechanika lotu szybowca ze szczególnym uwzględnieniem zjawisk aerodynamicznych mających wpływ na zachowanie się szybowca w locie. Odbiorcy: kandydaci na pilotów szybowcowych oraz piloci szybowcowi przygotowujący się do lotów wyczynowych.

© Copyright by
Wydawnictwa Komunikacji i Łączności
Warszawa 1979

Redaktor:
TERESA DRZAL
Redaktor techniczny:
LEOKADIA ZWOLAKOWSKA
Korekta:
IRENA TAŃSKA, NINA NIUŃKO

Spis treści

Wykaz oznaczeń/7
Wstęp/10

Rozdział 1

OBOWIĄZUJĄCY MIĘDZYNARODOWY UKŁAD JEDNOSTEK MIAR „SI" strona 11

Rozdział 2

PODSTAWOWE WIADOMOŚCI Z TRYGONOMETRII I MECHANIKI strona 14

2.1. Funkcje trygonometryczne/14
2.2. Wektory. Składanie i rozkładanie wektorów/16
2.3. Wiadomości o ruchu (kinematyka)/18
2.4. Moment siły/22
2.5. Wiadomości z dynamiki/24

Rozdział 3

ATMOSFERA WZORCOWA strona 27

Rozdział 4

KSZTAŁTY AERODYNAMICZNE strona 32

4.1. Profile lotnicze/32
4.2. Opis geometryczny profilu/33
4.3. Kąt natarcia profilu/35
4.4. Opis geometrii skrzydła/35

Rozdział 5

PODSTAWOWE PRAWA AERODYNAMIKI strona 38

5.1. Zasada ciągłości ruchu/38
5.2. Prawo Bernoulliego/39

5.3. Siły aerodynamiczne i ich umiejscowienie na profilu/41

Rozdział 6

MECHANIZM POWSTAWANIA SIŁ AERODYNAMICZNYCH strona 44

6.1. Mechanizm powstawania siły nośnej/44
6.2. Mechanizm powstawania siły oporu/51

Rozdział 7

CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE strona 60

7.1. Zależność współczynnika siły nośnej c_z i współczynnika siły oporu c_x od kąta natarcia/60
7.2. Biegunowa profilu/61
7.3. Biegunowa szybowca/63

Rozdział 8

USTERZENIA I URZĄDZENIA AERODYNAMICZNE SZYBOWCÓW strona 65

8.1. Działanie usterzenia wysokości/65
8.2. Działanie usterzenia kierunku/67
8.3. Działanie lotek/67
8.4. Urządzenia odciążające układ sterowania/71
8.5. Urządzenia powiększające siłę nośną/74

Rozdział 9

METODY DOŚWIADCZALNE W AERODYNAMICE strona 77

9.1. Tunele aerodynamiczne/77
9.2. Podobieństwo aerodynamiczne zjawisk/81

Rozdział 10

AERODYNAMIKA DUŻYCH PRĘDKOŚCI strona 83

10.1. Opór falowy/83
10.2. Liczba Macha/83
10.3. Dysza de Lavala/85
10.4. Przepływ poddźwiękowy/87
10.5. Przepływ przydźwiękowy/87
10.6. Przepływ naddźwiękowy/88
10.7. Zapobieganie skutkom kryzysu falowego/90
10.8. Wpływ dużej prędkości lotu na stateczność i sterowność samolotu/92

Rozdział 11

SIŁY DZIAŁAJĄCE NA SZYBOWIEC W RÓŻNYCH STANACH LOTU strona 95

11.1. Lot ślizgowy/95
11.2. Start szybowca za samolotem/99
11.3. Start szybowca za wyciągarką/100
11.4. Zakręt/103
11.5. Lot na krytycznych kątach natarcia/106
11.6. Lot nurkowy/114

Rozdział 12

OSIĄGI SZYBOWCA strona 116

12.1. Biegunowa prędkości szybowca/116
12.2. Doskonałość i zasięg szybowca/118
12.3. Podwyższanie doskonałości szybowców/121
12.4. Wpływ wysokości lotu h i obciążenia Q/S na własności lotne szybowca/123
12.5. Biegunowa krążenia szybowca/127

Rozdział 13

STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ SZYBOWCÓW strona 131

13.1. Określanie sterowności statycznej i dynamicznej oraz sterowności/131
13.2. Stateczność statyczna/132
13.3. Stateczność statyczna podłużna/132
13.4. Parametry konstrukcyjne wpływające na stateczność statyczną podłużną/138
13.5. Stateczność statyczna poprzeczna/138
13.6. Parametry konstrukcyjne wpływające na stateczność statyczną poprzeczną/139
13.7. Stateczność statyczna kierunkowa/140
13.8. Parametry konstrukcyjne wpływające na stateczność statyczną kierunkową/141
13.9. Stateczność dynamiczna/142
13.10. Stateczność dynamiczna podłużna/143
13.11. Parametry konstrukcyjne wpływające na stateczność dynamiczną podłużną/144
13.12. Stateczność dynamiczna boczna/144
13.13. Parametry konstrukcyjne wpływające na stateczność dynamiczną boczną/146
13.14. Sterowność/147

Rozdział 14

ZJAWISKA AEROELASTYCZNE ZWIĄZANE Z PRZEKROCZENIEM PRĘDKOŚCI DOPUSZCZALNEJ strona 147

14.1. Odwrotne działanie lotek i sterów/148
14.2. Ukręcanie się skrzydła/149
14.3. Drgania samowzbudne (flatter)/150
14.4. Trzepotanie usterzeń (buffeting)/154

Rozdział 15

OBCIĄŻENIA SZYBOWCA strona 154

15.1. Współczynnik obciążenia dopuszczalnego *n*/155
15.2. Obciążenia od wyrwania/156
15.3. Obciążenia podczas lotu w burzliwej atmosferze/159
15.4. Obciążenia od brutalnego sterowania/163
15.5. Obciążenie na ziemi/163
15.6. Współczynniki obciążeń konstrukcji/163
15.7. Obciążenie zasadniczych zespołów szybowca/164

Rozdział 16

TENDENCJE ROZWOJOWE W SZYBOWNICTWIE strona 167

16.1. Tendencje rozwojowe w dziedzinie aerodynamiki/167
16.2. Tendencje rozwojowe w dziedzinie konstrukcji/173
16.3. Tendencje rozwojowe w dziedzinie technologii/174

Rozdział 17

NAJNOWSZE KONSTRUKCJE SZYBOWCOWE ŚWIATA strona 175

Literatura/183

WYKAZ OZNACZEŃ UŻYTYCH W TEKŚCIE

A — środek aerodynamiczny; amplituda wahań

a — przyśpieszenie, prędkość dźwięku, ramię siły; odległość środka aerodynamicznego A od środka skręceń S

B — siły bezwładności

b — rozpiętość płata

c — cięciwa profilu

c_m — współczynnik momentu pochylającego

c_x — współczynnik oporu

c_{xi} — współczynnik oporu indukowanego

$c_{x\,\mathrm{int}}$ — współczynnik oporu interferencyjnego

$c_{x\,\mathrm{min}}$ — minimalny współczynnik oporu

$c_{x\,\mathrm{szk}}$ — współczynnik oporu szkodliwego

c_z — współczynnik siły nośnej

$c_{z\,\mathrm{max}}$ — maksymalny współczynnik siły nośnej

d — doskonałość szybowca; średnica śmigła

E — energia kinetyczna

F — przekrój przestrzeni pomiarowej tunelu

G — ciężar

g — przyspieszenie ziemskie; grubość profilu

h — wysokość lotu

H — jako wskaźnik oznacza „pochodzący od usterzenia poziomego"

I_y — moment bezwładności szybowca względem osi y

i_y — ramię bezwładności

k — współczynnik proporcjonalności

L — moment przechylający szybowiec

l — wymiar liniowy

l_H — odległość środka aerodynamicznego usterzenia wysokości od środka ciężkości szybowca mierzona równolegle do cięciwy skrzydła

l_v — odległość środka aerodynamicznego usterzenia kierunku od środka ciężkości szybowca

M — moment pochylający szybowiec

M_o — moment sił aerodynamicznych względem środka aerodynamicznego
Ma — liczba Macha
M_n — moment gnący normalny
M_s — moment skręcający
M_r — moment gnący w płaszczyźnie stycznej
m — masa ciała; współczynnik obciążeń niszczących konstrukcji
N — moment odchylający szybowiec; moc
n — współczynnik obciążenia dopuszczalnego
P — siły pochodzące od ciśnienia
P_l — siła nośna pochodząca od wychylenia lotki
$P_{odś}$ — siła odśrodkowa
P_x — siła oporu
P_z — siła nośna
P_{zH} — siła nośna na usterzeniu wysokości
P_v — siła nośna na usterzeniu kierunku
Q — ciężar szybowca
R — promień zakrętu i krążenia
Re — liczba Reynoldsa
S — droga, środek skręceń; powierzchnia skrzydeł
S_H — powierzchnia usterzenia wysokości
v_s — prędkość ślizgu
T — temperatura bezwzględna; siły tarcia; okres drgań;
T_n — siła normalna
T_t — siła styczna
t — temperatura w °C; czas
V — objętość
v — prędkość lotu
v_n — prędkość lotu wzdłuż cięciwy
v_z — prędkość lotu w zakręcie
v_{ek} — ekonomiczna prędkość lotu
v_{max} — maksymalna prędkość lotu
v_{min} — minimalna prędkość lotu
v_{opt} — optymalna prędkość lotu
v_{kr} — krytyczna prędkość flatteru
w — prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym; prędkość pionowa podmuchu
w_z — prędkość opadania w zakręcie
w_k — prędkość wznoszenia się powietrza w kominie
w_{ok} — prędkość wznoszenia się powietrza w centrum komina
x — odległość środka aerodynamicznego szybowca od środka ciężkości mierzona równolegle do cięciwy skrzydła
z — odległość środka aerodynamicznego szybowca od środka ciężkości mierzona prostopadle do cięciwy skrzydła
α — (alfa) kąt natarcia
α_{kr} — krytyczny kąt natarcia
β — (beta) kąt załamania ścianki
γ, Γ — (gamma) ciężar właściwy; cyrkulacja

δ, Δ — (delta) kąt ślizgu; przyrost wielkości fizycznej
φ — (fi) kąt przechylenia
$\varkappa_H$ — (kappa ze znaczkiem H) cecha objętościowa szybowca
μ — (mi) kąt Macha
Λ — (lambda) wydłużenie skrzydła
ν — (ni) współczynnik bezpieczeństwa konstrukcji, kinematyczny współczynnik lepkości powietrza
ν_x — (ni ze znaczkiem x) kąt skosu skrzydła
ν_z — (ni ze znaczkiem z) kąt wzniosu skrzydła
ϱ — (ro) gęstość powietrza
Θ — (teta) kąt toru ślizgowego; kąt skręcenia skrzydła
ω — (omega) prędkość kątowa
ε — (epsilon) przyspieszenie kątowe

WSTĘP

Mechanika lotu jest nauką o ruchu i zachowaniu się ciał poruszających się w powietrzu pod wpływem sił na nie działających. Ciała takie podlegają ogólnym prawom mechaniki oraz prawom aerodynamiki, tzn. prawom rządzącym przepływem powietrza. Znajomość jednych i drugich jest więc niezbędna do zrozumienia zagadnień omawianych w niniejszej książce. Ogólne prawa mechaniki przypominamy czytelnikom w rozdziale 2, w rozdziale 3 omówione zostały właściwości ośrodka (atmosfery), w którym ruch odbywa się, natomiast podstawy aerodynamiki podano w rozdziale 5. Rozdziały następne poświęcone są siłom aerodynamicznym, przy czym wyjaśniono mechanizm powstawania takich sił i czynniki, od jakich one zależą, określono siły potrzebne do poruszania się szybowca w różnych stanach lotu, omówiono zagadnienia stateczności i sterowności szybowca, które zależą od zmiany sił, działających na szybowiec w czasie lotu.

W trakcie rozważań przyjęto wiele założeń upraszczających, które ułatwią zrozumienie tematu, lecz dają rozwiązania przybliżone, wymagające potwierdzenia doświadczalnego. Metody doświadczalne stosowane w aerodynamice omówione są w rozdziale 8.

Rozdział 1

OBOWIĄZUJĄCY MIĘDZYNARODOWY UKŁAD JEDNOSTEK MIAR „SI"

Obowiązujący Międzynarodowy Układ Jednostek zwany w skrócie układem „SI" (z jęz. franc. *Le Systeme International d'Unités*) zbudowany jest na siedmiu jednostkach podstawowych i dwóch uzupełniających.

Wielkość	Oznaczenie wielkości	Nazwa jednostki	Oznaczenie jednostki
Jednostki podstawowe			
Długość	*l*	metr	m
Masa	*m*	kilogram	kg
Czas	*t*	sekunda	s
Temperatura	*T*	Kelwin	K
Prąd elektryczny	*I*	amper	A
Objętość substancji	*n*	mol	mol
Światłość	*I*	kandela	cd
Jednostki uzupełniające			
Kąt płaski	α, β, γ	radian	rad
Kąt bryłowy	Ω	steradian	sr

Jednostki pozostałych wielkości noszą nazwę jednostek pochodnych i tworzy się je za pomocą iloczynów i ilorazów jednostek podstawowych. W tablicy 1 podano jednostki pochodne wielkości używanych w niniejszej książce oraz zależności pomiędzy niektórymi jednostkami układu SI a dotychczas stosowanymi.

Jednostki pochodne

TABLICA 1

Lp.	Wielkość	Oznaczenie wielkości	Nazwa jednostki	Oznaczenie jednostki	Definicja	Równanie definicyjne	Zależność między jednostkami dawnymi i „SI”
1	Powierzchnia	A	metr kwadratowy	m^2			
2	Objętość	V	metr sześcienny	m^3			
3	Częstotliwość	f	herc	Hz		$f = \frac{1}{T}$ gdzie T — okres drgań	
4	Prędkość liniowa	u, v, w	metr na sekundę	m/s			
5	Przyspieszenie liniowe	a	metr na sekundę do kwadratu	m/s^2			
6	Prędkość kątowa	ω	radian na sekundę	rad/s			
7	Przyspieszenie kątowe	ε	radian na sekundę do kwadratu	rad/s^2			
8	Gęstość	ϱ	kilogram na metr sześcienny	kg/m^3	Jest to gęstość ciała o masie 1 kg i objętości 1 m^3		
9	Siła	F, P	niuton	N	1 N jest to siła która nadaje masie 1 kg przyspieszenie 1 m/s^2	$F = m \cdot a$ 1 N = 1 kg · 1 m/s^2	1 kG = 9,81 N = ≈ 10 N
10	Ciężar właściwy	γ	niuton na metr sześcienny	N/m^3			
11	Moment siły	M	niutonometr	N · m	Jest to moment siły 1 N względem punktu położonego w odległości 1 m od kierunku działania tej siły	$M = F \cdot r$ 1 N · m = 1 N · 1 m	

12	Ciśnienie	P	paskal	Pa	Jest to ciśnienie na powierzchni płaskiej 1 m^2, na którą działa siła 1 N	$P = F/A$ $1\ Pa = \frac{1N}{1m^2}$	1 at = 1 kG/cm^2 = = 9,81 · 10^4 Pa = = 0,098 MPa ≈ 0,1 MPa
13	Naprężenie	σ	paskal	Pa	jak wyżej	jak wyżej	1 kG/mm^2 = = 9,81 · 10^6 Pa = = 9,81 MPa ≈ ≈ 10 MN/m^2
14	Energia, praca	E, L	dżul	J	1 dżul jest to energia równa pracy wykonanej przez siłę 1 N na drodze 1 m	$L = F \cdot l$ F — siła, l — droga 1 J = 1 N · 1 m	
15	Moc	N	wat	W	1 wat jest to praca 1 J w czasie 1 sekundy	$N = \frac{L}{t}$ 1 W = 1 J/1 s	
16	Lepkość kinematyczna	ν	metr kwadratowy na sekundę	m^2/s			
17	Masowy moment bezwładności	I, J	kilogram razy metr kwadratowy	$kg.m^2$		$I = m \cdot r^2$, m — masa, r — ramię	
18	Pęd	P	kilogramometr na sekundę	kgm/s	Jest to pęd ciała o masie 1 kg poruszającego się z prędkością 1 m/s	$P = m \cdot u$ m — masa, u — prędkość	
19	Kręt = moment pędu	b, k	kilogram razy metr kwadratowy na sekundę	kgm^2/s		$b = P \cdot r$ P— pęd, r — ramię	

Rozdział 2

PODSTAWOWE WIADOMOŚCI Z TRYGONOMETRII I MECHANIKI

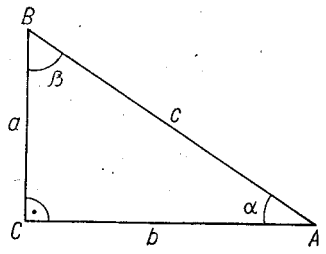
Nauką o ruchu zajmuje się dział mechaniki zwany kinematyką. Kinematyka bada związki między położeniem ciał w przestrzeni a czasem, lecz nie uwzględnia przyczyn ruchu, którymi są siły. Zależnościami pomiędzy ruchem ciał i siłami na nie działającymi zajmuje się dynamika. W rozdziale tym podano podstawowe wiadomości o siłach i ruchu z mechaniki oraz wiadomości z geometrii i trygonometrii, które niezbędne są przy omawianiu zagadnień związanych z mechaniką lotu szybowca.

2.1

FUNKCJE TRYGONOMETRYCZNE

W trójkącie prostokątnym (rys. 2.1) kąt ACB jest kątem prostym ($\sphericalangle ACB = 90°$), kąty α i β są to kąty ostre, bok $AB = c$ to przeciwprostokątna, a boki $AC = b$ oraz $BC = a$ — przyprostokątne.

W każdym trójkącie prostokątnym pomiędzy kątami ostrymi i bokami istnieją ścisłe zależności, które wyrażono za pomocą czterech podstawowych funkcji trygonometrycznych:



Rys. 2.1. Trójkąt prostokątny

— sinusem (sin) kąta nazwano stosunek długości przyprostokątnej leżącej naprzeciwko tego kąta do przeciwprostokątnej,

— cosinusem (cos) kąta ostrego nazwano stosunek przyprostokątnej przylegającej do danego kąta do przeciwprostokątnej,

— tangensem (tg) kąta nazwano stosunek przyprostokątnej leżącej naprzeciwko danego kąta do przyprostokątnej przylegającej do niego,

— cotangensem (ctg) kąta nazwano stosunek przyprostokątnej przylegającej do danego kąta do przyprostokątnej leżącej naprzeciw niego.

Zgodnie z rysunkiem 2.1:

$$\sin\alpha = \frac{a}{c}$$

$$\cos\alpha = \frac{b}{c}$$

$$\operatorname{tg}\alpha = \frac{a}{b} \tag{2.1}$$

$$\operatorname{ctg}\alpha = \frac{b}{a} = \frac{1}{\operatorname{tg}\alpha}$$

Ponadto w trójkącie prostokątnym obowiązuje twierdzenie Pitagorasa:

$$c^2 = a^2 + b^2 \tag{2.2}$$

oraz twierdzenie: suma kątów w każdym trójkącie równa jest 180°, a więc:

$$\alpha + \beta + 90° = 180° \tag{2.3}$$

$$\alpha = 90° - \beta \tag{2.4}$$

Wyrażając we wzorze (2.2) a i b za pomocą odpowiednich funkcji trygonometrycznych z (2.1) można napisać:

$$c^2 = c^2 \sin^2\alpha + c^2 \sin^2\beta$$

Po podzieleniu stronami przez c^2 otrzymuje się znaną powszechnie zależność:

$$\sin^2\alpha + \cos^2\alpha = 1 \tag{2.5}$$

Ponadto z wzorów (2.1) otrzymuje się bezpośrednio:

$$\frac{\sin\alpha}{\cos\alpha} = \frac{\frac{a}{c}}{\frac{b}{c}} = \frac{ac}{cb} = \frac{a}{b} = \operatorname{tg}\alpha \tag{2.6}$$

$$\frac{\cos\alpha}{\sin\alpha} = \frac{bc}{ca} = \frac{b}{a} = \operatorname{ctg}\alpha \tag{2.7}$$

Wartości funkcji trygonometrycznych dla wszystkich kątów obliczono i zestawiono w tablicach trygonometrycznych. Dla często spotykanych kątów: 30°, 45°, 60°, funkcje te mają następujące wartości:

$$\left.\begin{array}{ll} \sin 30° = \frac{1}{2} & \sin 45° = \frac{\sqrt{2}}{2} \\ \cos 30° = \frac{\sqrt{3}}{2} & \cos 45° = \frac{\sqrt{2}}{2} \\ \operatorname{tg} 30° = \frac{\sqrt{3}}{3} & \operatorname{tg} 45° = 1 \end{array}\right\} \tag{2.8}$$

$$\left.\begin{aligned} &\operatorname{ctg} 30^\circ = \sqrt{3} \qquad \operatorname{tg} 60^\circ = \sqrt{3} \\ &\sin 60^\circ = \frac{\sqrt{3}}{2} \\ &\cos 60^\circ = \tfrac{1}{2} \qquad \operatorname{ctg} 60^\circ = \frac{\sqrt{3}}{3} \end{aligned}\right\} \tag{2.9}$$

Wartości funkcji trygonometrycznych są bardzo przydatne przy rozkładaniu sił aerodynamicznych i prędkości lotu na składowe.

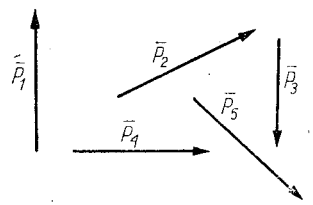
2.2

WEKTORY. SKŁADANIE I ROZKŁADANIE WEKTORÓW

Spotykane wielkości fizyczne zaliczane są albo do skalarów (np. temperatura, masa, gęstość, praca), albo do wektorów (np. siły, prędkości, przyspieszenia).

Do określenia skalara wystarczy podanie jego wartości liczbowej, aby zaś określić wektor, należy podać aż cztery jego cechy: punkt przyłożenia, wartość, kierunek i zwrot.

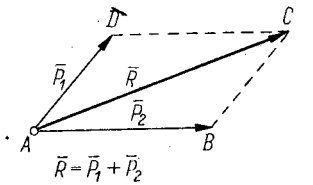
Wektor przedstawiany jest w postaci odcinka. Na rysunku 2.2 za pomocą



Rys. 2.2. Wektory sił

wektorów przedstawiono siły różniące się między sobą kierunkami, zwrotami i wartościami. W celu odróżnienia od skalarów wektory oznacza się literami z kreską poziomą u góry: $\bar{P}_1$, $\bar{P}_2$, $\bar{v}_1$, $\bar{v}_2$ itd.

Działanie na wektorach wyjaśniono na przykładzie wektorów sił. Dowolne dwie siły $\bar{P}_1$ i $\bar{P}_2$ przyłożone do jednego punktu można zastąpić siłą wy-

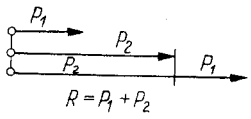


Rys. 2.3. Wypadkowa dwóch sił zbieżnych (regula równoległoboku)

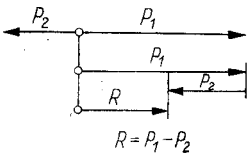
padkową $\bar{R}$ przyłoż oną do tego punktu, będącą przekątną równoległoboku zbudowanego na wektorach sił (rys. 2.3). Gdy siły $\bar{P}_1$ i $\bar{P}_2$ działają wzdłuż jednej prostej i są zgodnie skierowane, wtedy ich wypadkowa równa jest sumie wartości liczbowych sił skalarowych (rys. 2.4). Jeżeli siły są skiero-

wane przeciwnie, to wypadkowa jest różnicą większej i mniejszej wartości wektora i skierowana jest zgodnie z siłą o większej wartości (rys. 2.5). Z rysunku 2.3 widać, że wektor $\bar{R}$ jest bokiem zamykającym wielobok ADC, którego bokami są wektory $\bar{P}_1$ i $\bar{P}_2$ (rys. 2.6). Analogicznie tworzy się różnicę dwóch wektorów $\bar{P}_1$ i $\bar{P}_2$ (rys. 2.7). Należy pamiętać, że wektor $-\bar{P}_2$ ma zwrot przeciwny do $+\bar{P}_2$.

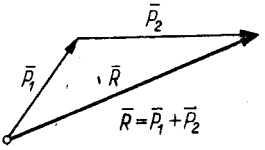
Jeżeli na punkt 0 działa duża liczba sił, np. $\bar{P}_1, \bar{P}_2, \bar{P}_3, \bar{P}_4$, to wypadkową



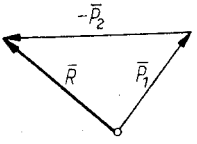
Rys. 2.4. Wypadkowa dwóch sił równoległych zgodnie skierowanych



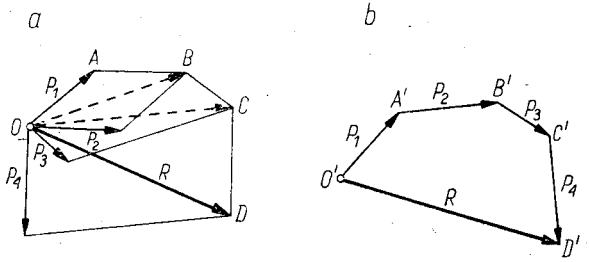
Rys. 2.5. Wypadkowa dwóch sił równoległych przeciwnie skierowanych



Rys. 2.6. Suma dwóch sił zbieżnych



Rys. 2.7. Różnica dwóch sił zbieżnych



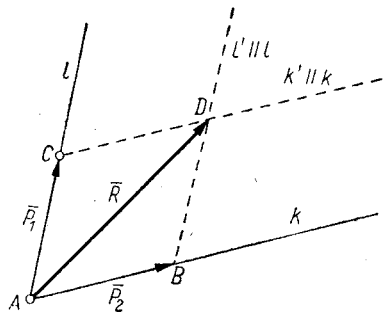
Rys. 2.8. Wypadkowa sił zbieżnych
a — metoda równoległoboku, *b* — metoda wieloboku sił

sił $\bar{P}_1$ i $\bar{P}_2$ można wyznaczyć z reguły równoległoboku; otrzymaną wypadkową $\bar{R}_1$ można tak samo złożyć z siłą $\bar{P}_3$, otrzymując wypadkową $\bar{R}_2$, którą można złożyć z $\bar{P}_4$, otrzymując ostatecznie wypadkową danego układu sił $\bar{R}$ (rys. 2.8*a*).

Siłę wypadkową $\bar{R}$ można uzyskać w prostszy sposób. Na rysunku 2.8*b* widać, że wypadkowa ta jest bokiem zamykającym wielobok, którego pozostałe boki tworzą siły $\bar{P}_1, \bar{P}_2, \bar{P}_3, \bar{P}_4 \ldots$

$$\bar{R} = \bar{P}_1 + \bar{P}_2 + \bar{P}_3 + \bar{P}_4$$

Znajdowanie siły wypadkowej, gdy dane są siły składowe, nazywa się składaniem sił (wektorów).



Rys. 2.9. Rozkładanie wektora na zadane kierunki

Czynność odwrotną, gdy dana jest siła wypadkowa $\bar{R}$, a trzeba znaleźć jej składowe wzdłuż zadanych kierunków *k*, *l*, nazywa się rozkładaniem sił (rys. 2.9). W tym celu z końca wektora $\bar{R}$ kreśli się prostą $l' \parallel l$ i $k' \parallel k$ i w punktach przecięcia *B* i *C* otrzymuje się odpowiednio na prostych *k* i *l* końce wektorów składowych.

2.3

WIADOMOŚCI O RUCHU (KINEMATYKA)

Ruchem nazywana jest zmiana położenia jednego ciała względem innych ciał, odbywająca się w czasie.

Ze względu na kształt toru, ruch punktu materialnego może być prostoliniowy — gdy tor jest linią prostą, lub krzywoliniowy — gdy tor jest linią zakrzywioną. Ciało sztywne można traktować jako zbiór punktów, których wzajemne odległości nie zmieniają się. Może ono wykonywać dwa podstawowe ruchy, ruch postępowy i obrotowy. Ruch postępowy to taki ruch ciała sztywnego, w którym wszystkie punkty danego ciała poruszają się po torach o jednakowym kształcie, mają te same prędkości i przyspieszenia. Ruch obrotowy natomiast jest to taki ruch ciała sztywnego, w którym punkty leżące na jednej tylko prostej, zwanej osią obrotu, nie biorą udziału w ruchu, pozostałe zaś punkty zakreślają łuki okręgów o promieniach tym większych, im dalej punkt leży od osi obrotu.

Prędkością średnią v nazywa się iloraz długości drogi i czasu, w jakim ta droga została przebyta

$$v_{śr} = \frac{\Delta S}{\Delta t} \text{ [m/s]} \tag{2.10}$$

Jeżeli prędkość w czasie ruchu zmienia się, to można mówić tylko o prędkości chwilowej. Wartość chwilowa prędkości w dowolnym ruchu jest pochodną drogi względem czasu:

$$v = \frac{\mathrm{d}S}{\mathrm{d}t} \text{ [m/s]} \tag{2.11}$$

Przyspieszeniem średnim jest stosunek przyrostu prędkości do przyrostu czasu, w jakim nastąpił przyrost prędkości

$$a_{śr} = \frac{\Delta v}{\Delta t} \text{ [m/s}^2\text{]} \tag{2.12}$$

natomiast wartość przyspieszenia chwilowego oblicza się jako pochodną prędkości względem czasu

$$a = \frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} \text{ [m/s}^2\text{]} \tag{2.13}$$

Gdy prędkość punktu jest stała, ruch nazywa się jednostajnym, gdy prędkość nie jest stała, ruch jest zmienny. Droga w ruchu jednostajnie zmiennym wyraża się zależnością:

$$S = S_0 + v_0 \cdot t + \frac{at^2}{2} \text{ [m]} \tag{2.14}$$

Prędkość w ruchu jednostajnym:

$$v = v_0 + a \cdot t \text{ [m/s]} \tag{2.15}$$

Jeżeli przyspieszenie a jest dodatnie (tzn. prędkość ciała w każdej następnej chwili wzrasta), ruch jest jednostajnie przespieszony, a jeśli a jest ujemne (tzn. gdy prędkość ciała w każdej następnej chwili maleje), ruch jest jednostajnie opóźniony.

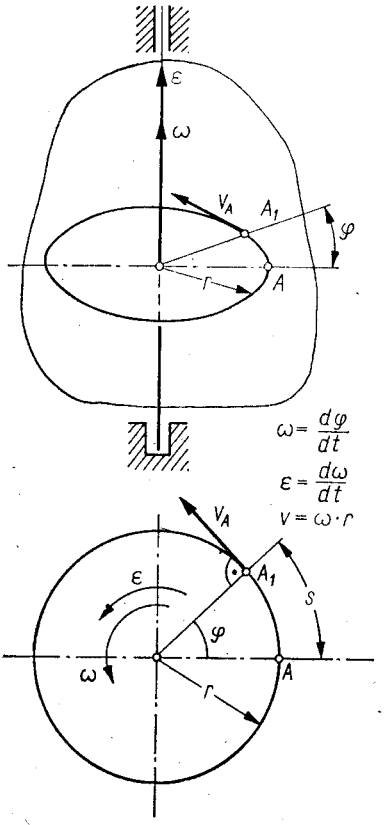
Tak jak ruch postępowy opisuje całkowicie prędkość liniowa v i przyspieszenie liniowe a, tak cechą ruchu obrotowego jest prędkość kątowa ω i przyspieszenie kątowe ε. Wartości te są takie same dla wszystkich punktów obracającego się ciała (rys. 2.10).

Prędkość kątowa średnia jest to stosunek przyrostu kąta do przyrostu czasu, w jakim ten kąt został zakreślony

$$\omega_{śr} = \frac{\Delta \varphi}{\Delta t} \left[\frac{\text{rad}}{\text{s}}\right] \tag{2.16}$$

Prędkość kątowa chwilowa jest pochodną kąta względem czasu

$$\omega = \frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}t} \left[\frac{\text{rad}}{\text{s}}\right] \tag{2.17}$$



Rys. 2.10. Prędkość kątowa ω i przyspieszenie kątowe ε w ruchu obrotowym

Analogicznie przyspieszeniem kątowym średnim jest stosunek przyrostu prędkości kątowej do przyrostu czasu:

$$\varepsilon_{śr} = \frac{\Delta\omega}{\Delta t}\left[\frac{\text{rad}}{\text{s}^2}\right] \tag{2.18}$$

a przyspieszenie kątowe chwilowe jest pochodną prędkości kątowej względem czasu

$$\varepsilon = \frac{d\omega}{dt}\left[\frac{\text{rad}}{\text{s}^2}\right] \tag{2.19}$$

Miarą kąta φ jest stosunek łuku s do promienia r

$$\varphi = \frac{s}{r}$$

stąd:

$$\omega = \frac{s}{r} = \frac{v}{r}$$

czyli prędkość liniowa w ruchu po okręgu

$$v = \omega \cdot r \tag{2.20}$$

i ma kierunek styczny do toru.
Droga kątowa w ruchu obrotowym wyraża się zależnością:

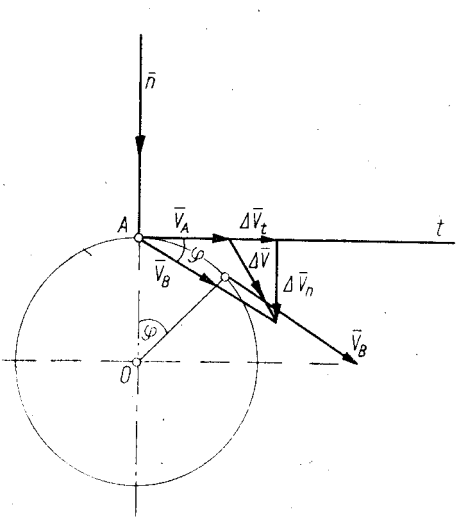
$$\varphi = \varphi_0 + \omega_0 \cdot t + \frac{\varepsilon \cdot t^2}{2} \tag{2.21}$$

a prędkość kątowa:

$$\omega = \omega_0 + \varepsilon \cdot t \tag{2.22}$$

Wzory (2.21) i (2.22), wyrażające zależności pomiędzy drogą kątową φ, prędkością kątową ω i przyspieszeniem kątowym ε, mają analogiczną budowę do wzorów (2.14), (2.15), wyrażających zależności pomiędzy drogą s, prędkością v i przyspieszeniem liniowym a w ruchu prostoliniowym.
P r z y k ł a d obliczenia przyspieszenia liniowego w ruchu po okręgu (rys. 2.11). W ruchu po okręgu prędkość zmienia zarówno swoją wartość, jak i kierunek. W punkcie B wartość prędkości jako wektora określa się z zasady równoległoboku:

$$\bar{v}_B = \bar{v}_A + \Delta\bar{v} \tag{2.23}$$



Rys. 2.11. Przyspieszenie styczne a_t i normalne a_n w ruchu po okręgu

Wektor $\Delta\bar{v}$ należy rozłożyć na dwa kierunki: styczny ($\bar{t}$) i prostopadły (normalny $\bar{n}$) do toru, a z zasady równoległoboku wynika:

$$\Delta\bar{v} = \Delta\bar{v}_t + \Delta\bar{v}_n$$

Przyspieszenie

$$\bar{a} = \frac{\Delta\bar{v}}{\Delta t} = \frac{\Delta\bar{v}_t}{\Delta t} + \frac{\Delta\bar{v}_n}{\Delta t} \tag{2.24}$$

Przyspieszenie styczne

$$\bar{a}_t = \frac{\Delta \bar{v}_t}{\Delta t} \tag{2.25}$$

jest to część przyspieszenia wynikająca ze zmiany prędkości v; ma kierunek prędkości w punkcie A.

Część przyspieszenia całkowitego punktu A, wynikająca tylko ze zmiany kierunku prędkości wektora v, o kierunku prostopadłym do prędkości i skierowana zawsze do środka koła, nazywa się przyspieszeniem normalnym lub dośrodkowym:

$$a_n = \frac{\Delta v_n}{\Delta t} = \frac{v_A \cdot \varphi}{t} = \frac{v_A \cdot S}{t \cdot r} = \frac{v_A^2}{r} \tag{2.26}$$

Występuje ono zawsze w ruchu po okręgu, nawet wtedy, gdy prędkość ma stałą wartość liczbową, gdyż wynika ze zmiany kierunku prędkości:

$$\bar{a} = \bar{a}_t + \bar{a}_n \tag{2.27}$$

$$a_t = \frac{dv}{dt} \ [\mathrm{m/s^2}] \tag{2.28}$$

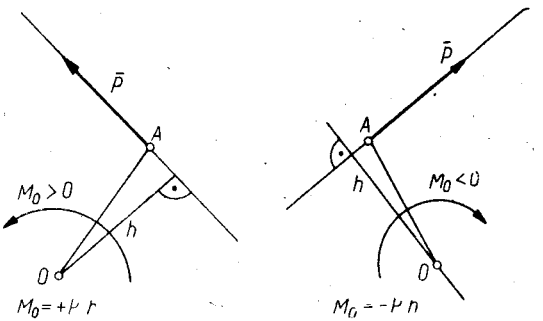
$$a_n = \frac{v^2}{r} \ [\mathrm{m/s^2}] \tag{2.29}$$

2.4

MOMENT SIŁY

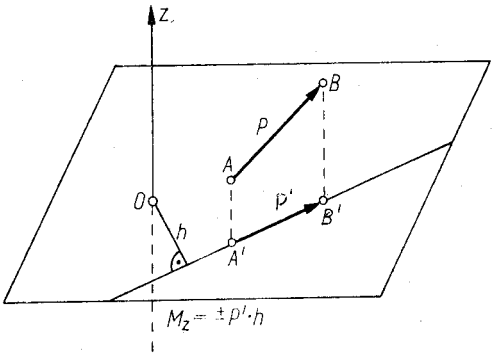
Momentem siły P względem punktu 0 jest iloczyn siły i odległości tej siły od punktu 0, mierzonej prostopadle do kierunku działania siły. Jeżeli siła stara się wykonać obrót względem punktu 0 przeciwny do kierunku ruchu wskazówek zegara, moment oznaczany jest znakiem plus, a w przeciwnym przypadku znakiem minus (rys. 2.12*a*, *b*).

Momentem siły P względem osi z jest moment rzutu P' danej siły na płaszczyznę prostopadłą do tej osi względem punktu 0, w którym oś z przebija wspomnianą płaszczyznę. Praktycznie oblicza się ten moment następująco:



Rys. 2.12. Moment siły względem punktu

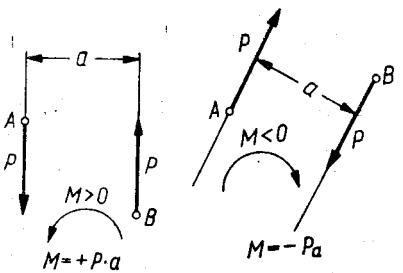
mając siłę P i oś z prowadzi się w dowolnym punkcie tej osi płaszczyznę prostopadłą do osi z i rzutuje siłę P na tę płaszczyznę; moment rzutu siły P, czyli moment siły P' względem punktu 0, w którym oś przebija płaszczyznę, jest momentem siły P względem osi z (rys. 2.13).



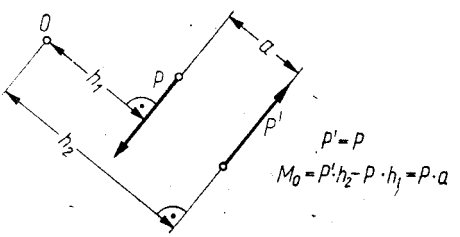
Rys. 2.13. Moment siły względem osi

Para sił. Dwie siły równe co do wartości, równoległe, przeciwnie skierowane, lecz nie działające wzdłuż jednej prostej nazywane są parą sił (rys. 2.14). Para sił nie ma wypadkowej, lecz działając na ciało wywołuje jego obrót, gdyż wynikiem działania tych sił jest moment równy: $M = \pm P \cdot a$. Moment pary sił względem dowolnego punktu na płaszczyźnie tej pary sił równy jest momentowi pary (rys. 2.15).

$$M_0 = P' \cdot h_2 - P' \cdot h_1 = P(h_2 - h_1) = P \cdot a \tag{2.30}$$

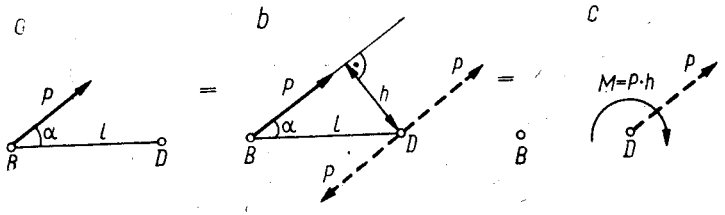


Rys. 2.14. Para sił



Rys. 2.15. Moment pary sił względem dowolnego punktu 0

Przeniesienie siły P do dowolnego punktu. Siłę P działającą w punkcie B można przenieść do dowolnego punktu D leżącego w odległości l (rys. 2.16). W punkcie D przykłada się dwie siły równe co do wartości bezwzględnej sile P, działające wzdłuż jednej prostej, lecz o przeciwnych zwrotach. Ten układ sił w punkcie D daje wypadkową równą zeru; jest



Rys. 2.16. Przeniesienie siły do dowolnego punktu

to tzw. zerowy układ sił. W punkcie D działa więc moment pary sił: $M = P \cdot h = P \cdot l \sin \alpha$ oraz siła P (rys. 2.16c). Stąd wniosek: zawsze można przenieść siłę do dowolnego innego punktu, dodając w tym punkcie odpowiedni moment. Układy *a*, *b* i *c* są równoważne.

2.5

WIADOMOŚCI Z DYNAMIKI

Dynamika określa związki pomiędzy ruchem ciała a siłami działającymi na ciało. Siły są przyczyną ruchu. Podstawą dynamiki są prawa sformułowane przez Newtona (1642—1727). Stanowią one tzw. mechanikę klasyczną, która umożliwia rozwiązywanie większości napotykanych problemów technicznych.

Prawa Newtona brzmią następująco:

1) Prawo bezwładności. Ciało, na które nie działają żadne siły lub działa układ sił równoważących się, pozostaje w spoczynku lub porusza się ruchem jednostajnym, prostoliniowym.
2) Prawo ruchu. Przyspieszenie, z jakim porusza się ciało, jest wprost proporcjonalne do siły działającej na to ciało i ma kierunek tej siły, a jest odwrotnie proporcjonalne do masy ciała

$$m \cdot \bar{a} = \bar{P} \qquad (2.31)$$

gdzie:

$\bar{P}$ — siła działająca,
$\bar{a}$ — przyspieszenie ciała,
m — masa ciała.

3) Prawo akcji i reakcji. Dwa ciała oddziałują na siebie siłami równymi co do wartości i przeciwnie skierowanymi.
4) Prawo grawitacji lub powszechnego ciążenia. Dwa ciała przyciągają się

nawzajem siłą wprost proporcjonalną do iloczynu ich mas i odwrotnie proporcjonalną do kwadratu odległości między nimi:

$$P = k \frac{m \cdot M}{r^2} \tag{2.32}$$

gdzie:

P — siała wzajemnego przyciągania się ciał,
m, M — masy ciał,
r — odległość między ciałami,
k — stała grawitacji.

Jak wiadomo, wszystkie ciała w próżni spadają na ziemię ze stałym przyspieszeniem, zwanym przyspieszeniem ziemskim g, którego średnia wartość na powierzchni ziemi wynosi: $g = 9{,}81$ m/s^2. Siła, z jaką ziemia przyciąga ciało materialne, nazywana jest także ciężarem ciała; wyznacza się go z zależności:

$$G = m \cdot g \tag{2.33}$$

gdzie:

G — ciężar ciała,
m — masa ciała.

Masa jest wielkością stałą, jest miarą bezwładności ciała. Podstawową jednostką masy jest 1 kilogram [1 kg]. 1 kilogram jest masą jednego decymetra sześciennego wody; prototyp kilograma wykonany z platyny i irydu, umieszczony w Międzynarodowym Instytucie Miar w Sevres pod Paryżem, jest do dziś wzorcem jednostki masy.

Za jednostkę ciężaru przyjęto siłę, z jaką ziemia przyciąga masę 1 kg z przyspieszeniem ziemskim g.

W dotychczas stosowanym układzie technicznym jednostką ciężaru był kilogram siły [kG]:

$$1 \text{ kG} = 1 \text{ kg} \cdot 9{,}81 \text{ m/s}^2 = 9{,}81 \text{ kgm/s}^2 \tag{2.34}$$

W układzie SI jednostką siły jest 1 N (niuton).

$$1 \text{ N} = 1 \text{ kg} \cdot 1 \text{ m/s}^2 = 1 \text{ kgm/s}^2 \tag{2.35}$$

Wynikają stąd wzajemne zależności:

$$\begin{aligned} 1 \text{ kG} &= 9{,}81 \text{ N} \approx 10 \text{ N} \\ 1 \text{ N} &= 0{,}102 \text{ kG} \end{aligned} \tag{2.36}$$

Na gruncie klasycznej mechaniki Newtona masa jest wielkością stałą niezależną od przestrzeni i czasu, czyli od prędkości. W końcu XIX i na początku XX wieku powstała mechanika relatywistyczna. Albert Einstein (1879—1955) stworzył teorię względności i udowodnił następującą zależność masy od prędkości:

$$m = \frac{m_0}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \tag{2.37}$$

gdzie:

m_0 — masa przy prędkości $v = 0$,

c — prędkość światła wynosząca 300 000 [km/s]

Dopóki prędkości ciał materialnych są znikomo małe w porównaniu z prędkością światła, można masę uważać za stałą (co ma miejsce w przypadku prędkości szybowców i samolotów).

Praca (L), moc (N), energia (E). Praca równa jest iloczynowi siły i przesunięcia drogi l w kierunku działania tej siły

$$L = P \cdot l \text{ [J]} \tag{2.38}$$

Jednostką pracy w układzie SI jest J (dżul). Praca równa jest 1 J, gdy siła 1 niutona powoduje przesunięcie ciała na drodze 1 metra.

$$1 \text{ J} = 1 \text{ N} \cdot 1 \text{ m} = 1 \text{ N} \cdot \text{m} \tag{2.39}$$

W układzie technicznym jednostką pracy był kilogramometr [kGm]

$$1 \text{ kG} \cdot 1 \text{ m} = 1 \text{ kGm}$$

Moc jest to praca wykonywana w czasie 1 sekundy

$$\text{N} = \frac{L}{t} \tag{2.40}$$

W układzie SI jednostką mocy jest wat (W); odpowiada ona pracy 1 dżula wykonanej w ciągu 1 sekundy

$$1 \text{ W} = 1 \frac{\text{J}}{\text{s}} \tag{2.41}$$

1 kW = 1000 W (1 kW — 1 kilowat)

W układzie technicznym jednostką mocy jest 1 kGm/s oraz koń mechaniczny [KM], przy czym:

1 KM = 75 kGm/s

Energia jest to zdolność ciała do wykonania pracy. Miarą energii jest wartość pracy, którą ciało może wykonać. Jednostkami energii są więc te same jednostki co jednostki pracy, tzn. 1 kGm i 1 J.

Spośród wielu postaci, pod jakimi występuje energia, interesować nas będzie energia mechaniczna, która z kolei sama ma dwie postacie: energię potencjalną i kinetyczną.

Energię potencjalną mierzymy ilością pracy wykonanej podczas podnoszenia ciała na daną wysokość

$$E_p = Q(h_2 - h_1) = Q \cdot h \tag{2.42}$$

Energia kinetyczna wyraża się wzorem:

$$E_k = m \frac{v^2}{2} \tag{2.43}$$

Bardzo ważna i przydatna w dalszych rozważaniach jest zasada równowartości energii kinetycznej i pracy, która wyraża się zależnością:

$$\Delta E = E_2 - E_1 = \sum L_i \tag{2.44}$$

i brzmi:

$$\tfrac{1}{2} m (v_2^2 - v_1^2) = \sum P_i \cdot l_i \tag{2.45}$$

Przyrost energii kinetycznej układu równa się sumie prac, jakie wykonały w tym czasie wszystkie siły działające w tym układzie.

Rozdział 3

ATMOSFERA WZORCOWA

Przedmiotem mechaniki lotu jest badanie zachowania się ciał poruszających się w powietrzu. Warstwa powietrza otaczającego kulę ziemską stanowi atmosferę ziemską. Aby móc określić siły aerodynamiczne, wpływające na zachowanie się ciał poruszających się w powietrzu, należy zapoznać się z własnościami fizycznymi atmosfery. Do najważniejszych własności fizycznych powietrza należą gęstość, ciężar właściwy, ciśnienie i temperatura.

Gęstością powietrza ϱ nazywana jest masa jednego metra sześciennego powietrza

$$\varrho = \frac{m}{V} \ [\mathrm{kg/m^3}] \tag{3.1}$$

gdzie:

m — masa powietrza w kg,

V — objętość powietrza w $\mathrm{m^3}$.

Ciężar właściwy powietrza γ jest to ciężar 1 $\mathrm{m^3}$ powietrza

$$\gamma = \frac{G}{V} \ [\mathrm{N/m^3}] \tag{3.2}$$

Wyrażając masę jako stosunek ciężaru G do przyspieszenia ziemskiego g

$$m = \frac{G}{g} \tag{3.3}$$

i uwzględniając to we wzorze (3.1) można wyrazić związek pomiędzy gęstością ϱ i ciężarem właściwym powietrza γ:

$$\varrho = \frac{\gamma}{g} \tag{3.4}$$

Ciśnienie statyczne p powietrza oznacza siłę wywieraną przez powietrze na jednostkę powierzchni poruszającego się w nim ciała.

Ze wzrostem wysokości zmniejsza się ciśnienie powietrza oraz jego ciężar właściwy γ, a to z kolei powoduje zgodnie z wzorem (3.4) zmniejszenie gęstości.

Ciśnienie powietrza, jego gęstość i temperatura w atmosferze do wysokości 11 km nad ziemią związane są następującą zależnością:

$$\frac{\varrho_h}{\varrho_0} = \frac{p_h}{p_0} \cdot \frac{T_h}{T_0} \tag{3.5}$$

gdzie:

ϱ_h — gęstość powietrza na wysokości h nad ziemią,

ϱ_0 — gęstość powietrza na wysokości 0 nad ziemią,

p_h — ciśnienie powietrza na wysokości h nad ziemią,

p_0 — ciśnienie powietrza na wysokości 0 na ziemi,

$T_h = 273{,}2° + t_h$ — temperatura bezwzględna powietrza na wysokości h nad ziemią w stopniach Kelwina [K],

$T_0 = 273{,}2° + t_0$ — temperatura bezwzględna powietrza na wysokości 0 na ziemi w stopniach Kelwina [K],

t_h — temperatura na wysokości h w °C,

t_0 — temperatura na wysokości 0 na ziemi w °C.

Obliczona na podstawie wzoru (3.5) gęstość powietrza na różnych wysokościach h (przy przyjęciu wartości ϱ_0, p_0, T_0 na ziemi jako stałych) silnie maleje w miarę wzrostu wysokości.

Jako jednostki ciśnienia używano dotychczas kG/cm² = 1 at. Ponadto wprowadzono pojęcie atmosfery normalnej lub fizycznej: 1 atmosfera fizyczna (1 atm) = 1,0336 kG/cm² równa się ciśnieniu słupa rtęci o wysokości 760 mm (760 mm Hg). W meteorologii używano również jednostek ciśnienia „bar" i „milibar" (mb). 1 bar jest to ciśnienie 1 miliona dyn na 1 cm²:

$$1 \text{ bar} = 1000 \text{ mb} = 750 \text{ mm Hg} = 1000\,000 \frac{\text{g} \cdot \text{cm}}{\text{s}^2 \cdot \text{cm}^2} = \frac{1000 \text{ kg} \cdot \text{cm}}{\text{s}^2 \cdot \text{cm}^2}$$

czyli

$$1 \text{ mb} = 1 \frac{\text{kg} \cdot \text{cm}}{\text{s}^2 \cdot \text{cm}^2}$$

Według układu SI jednostką ciśnienia jest paskal (Pa); jest to ciśnienie 1 N na 1 m²:

$$\text{Pa} = \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = \frac{1 \text{ kg} \cdot 1 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{\text{m}^2} = \frac{1 \text{ kg} \cdot 100 \text{ cm}}{100 \cdot 100 \text{ cm}^2 \cdot \text{s}^2} = \frac{1 \text{ kg} \cdot \text{cm}}{100 \text{ cm}^2 \cdot \text{s}^2}$$

Paskal jest jednostką bardzo małą, wprowadza się więc do użycia wielokrotne: hektopaskal (1 hPa = 100 Pa), kilopaskal (1 kPa = 1000 Pa) lub megapaskal (1 MPa = 1000 000 Pa).

$$1 \text{ hektopaskal} = 100 \text{ Pa} = \frac{\text{kg} \cdot \text{cm}}{\text{s}^2 \cdot \text{cm}^2} = 1 \text{ mb}$$

Jeden hektopaskal równy jest jednemu milibarowi

$$1 \text{ hPa} = 1 \text{ mb}$$

W wyniku tej nowej relacji między nowymi (hektopaskal) i dawnymi (milibar) jednostkami ciśnienia, z którymi wszyscy już się oswoili, komunikaty meteorologiczne podają ciśnienie w hektopaskalach.

Temperatura bezwzględna mierzona jest w stopniach Kelvina [K], natomiast temperatura użytkowa, praktyczna, mierzona jest w stopniach Celsiusza [°C], przy czym:

$$K = °C + 273{,}2° \approx °C + 273°$$

$$T_{[K]} = t_{[C]} + 273{,}2°$$

Siły aerodynamiczne, a tym samym osiągi i własności lotu szybowców zależą od gęstości powietrza ϱ, a więc również od ciśnienia i temperatury. Wiadomo z meteorologii, że ciśnienie i temperatura powietrza zmniejszają się z wysokością, a ponadto zależą od położenia geograficznego, od pory roku i dnia i zmieniają się z godziny na godzinę. Aby móc porównać ze sobą własności lotu szybowców i samolotów badanych w różnych miejscowościach i w różnym czasie, ustalono na międzynarodowej konferencji lotniczej tzw. „atmosferę wzorcową" nazwaną również „atmosferą normalną". Atmosfera wzorcowa ma umowne własności przyjęte na podstawie dużej liczby pomiarów meteorologicznych przeprowadzonych w przeciętnych warunkach atmosferycznych na średnich szerokościach geograficznych. Wszystkie osiągi i własności lotne statków latających uzyskane w warunkach rzeczywistych przelicza się w odniesieniu do atmosfery wzorcowej, co umożliwia porównywanie ich między sobą.

Na rys. 3.1 przedstawiono przyjętą na podstawie Atmosfery Wzorcowej zmianę ciśnienia i temperatury z wysokością oraz zaznaczono podział atmosfery na poszczególne strefy zależnie od wysokości. W tablicy 2 podano wartości charakterystyczne Atmosfery Wzorcowej dla różnych wysokości.

W zagadnieniach mechaniki lotu spotyka się, oprócz podanych powyżej, następujące wielkości:

1) Prędkość dźwięku a, która zmienia się z wysokością według zależności:

$$a = 340{,}3 \sqrt{\frac{T_h}{288{,}2°}} \text{ [m/s]} \tag{3.6}$$

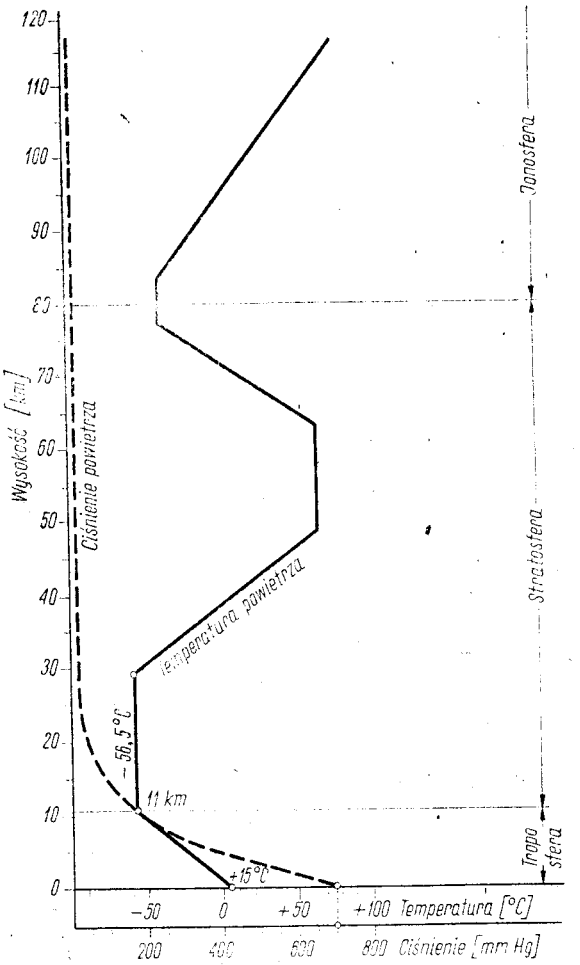
2) Kinematyczny współczynnik lepkości ν m²/s — występujący przy obliczaniu liczby Reynoldsa. Jego wartość dla powietrza na wysokości 0 na ziemi wynosi $\nu_0 = 1{,}45 \cdot 10^5$ m²/s.

Wartości te podano również w tabelicy 2 dla różnych wysokości lotu h.

Atmosferę otaczającą kulę ziemską podzielono na następujące strefy, zależnie od wysokości h:

1) troposfera, od wysokości 0 m do 11 km,
2) stratosfera, od wysokości 11 km do 80 km,
3) jonosfera, powyżej 80 km,
4) egzosfera — najbardziej zewnętrzna część atmosfery, przechodząca w przestrzeń międzyplanetarną.

A oto najbardziej charakterystyczne wielkości przyjęte według Atmosfery Wzorcowej dla poszczególnych stref.



Rys. 3.1. Rozkład ciśnienia i temperatury w funkcji wysokości wg Atmosfery Wzorcowej

1. Troposfera:
   a) na ziemi na wysokości 0 m przyjęto:
      — temperatura powietrza: $t_0 = +15°C$,
      — temperatura bezwzględna: $T_0 = 273{,}2° + 15° = 288{,}2$ K,
      — ciśnienie powietrza: $p_0 = 760$ mm Hg $= 1{,}0332$ kG/cm^2 $=$ $= 101\,320$ N/m^2 $= 101{,}3$ kPa,
      — ciężar właściwy powietrza: $\gamma_0 = 12$ N/m^3,
      — gęstość powietrza: $\varrho_0 = 1{,}225$ kg/m^3,
   b) spadek temperatury w troposferze wynosi 6,5°C na każde 1000 m w górę; temperatura na wysokości 11 km (koniec troposfery) wynosi $-56{,}5°C$, co odpowiada $T = 273{,}2 - 56{,}5° = 216{,}7$ K.

Atmosfera Wzorcowa

Wysokość h [km]	Temperatura t [°C]	Temperatura T [K]	Ciśnienie powietrza [mm Hg]	Ciśnienie powietrza 1 at $= \frac{kG}{cm^2}$	Ciśnienie powietrza [mb] lub [hPa]	Ciśnienie powietrza [Pa] $[N/m^2 \cdot 10^4]$	Gęstość ϱ $[kg/m^3]$	$\sigma = \frac{\varrho}{\varrho_0}$	Prędkość dźwięku a [m/s]	Lepkość kinematyczna $\nu \cdot 10^5$ $[m^2/s]$
0	+15	288,2	760,00	1,033	1013,2	10,132	1,225	1,000	340,3	1,46
1	+8,5	281,7	674,09	0,916	898,7	8,987	1,112	0,908	336,4	1,58
2	+2,0	275,2	596,23	0,811	795,0	7,950	1,007	0,822	332,5	1,71
3	−4,5	268,7	525,79	0,715	701,0	7,010	0,909	0,742	328,6	1,86
4	−11,0	262,2	462,26	0,628	616,6	6,166	0,819	0,669	324,6	2,03
5	−17,5	255,7	405,09	0,551	540,5	5,405	0,736	0,601	320,5	2,21
6	−24,0	249,2	353,77	0,481	472,2	4,722	0,660	0,539	316,5	2,42
7	−30,5	242,7	307,87	0,419	411,1	4,111	0,590	0,482	312,3	2,65
8	−37,0	236,2	266,86	0,363	356,5	3,565	0,526	0,429	308,1	2,90
9	−43,5	229,7	230,45	0,313	308,0	3,080	0,467	0,381	303,8	3,20
10	−50,0	223,2	198,16	0,270	256,0	2,650	0,414	0,338	299,5	3,53
11	−56,5	216,5	169,40	0,236	227,0	2,270	0,365	0,298	295,1	3,90
12	−56,5	216,5	144,63	0,197	194,0	1,940	0,312	0,255	"	4,56
13	"	"	123,65	0,168	165,8	1,658	0,267	0,218	"	5,33
14	"	"	105,56	0,144	141,7	1,417	0,228	0,186	"	6,24
15	"	"	90,14	0,123	121,1	1,211	0,195	0,159	"	7,30
16	"	"	77,08	0,105	103,5	1,035	0,167	0,136	"	8,54
17	"	"	65,83	0,089	88,5	0,885	0,142	0,116	"	9,99
18	"	"	56,22	0,076	75,7	0,757	0,122	0,099	"	11,68
19	"	"	48,01	0,065	64,7	0,647	0,104	0,085	"	13,67
20	"	"	41,01	0,056	55,3	0,553	0,089	0,073	"	15,99

2. Stratosfera:

   a) w dolnej warstwie stratosfery do wysokości $h = 30$ km temperatura jest stała i wynosi $t_h = -56{,}5°C$,

   b) powyżej wysokości 30 km temperatura zmienia się tak jak pokazano na rys. 3.1, a zmiana jej z wysokością określona jest za pomocą kinetycznej teorii gazów.

3. Jonosfera charakteryzuje się występowaniem dużej liczby naelektryzowanych cząstek gazów, co wywołuje wiele zjawisk elektromagnetycznych.

Na temat górnych warstw atmosfery nauka ma mniej informacji, gdyż dysponuje mniejszą liczbą wyników pomiarów.

Rozdział 4

KSZTAŁTY AERODYNAMICZNE

4.1

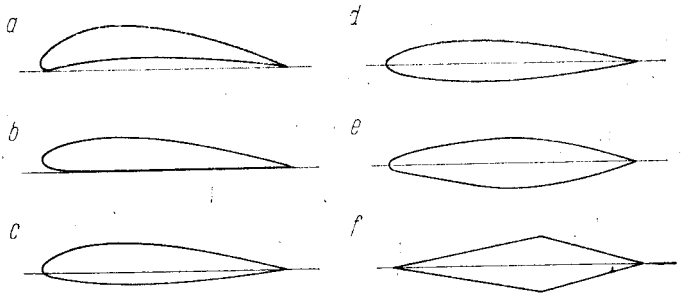
PROFILE LOTNICZE

Aerodynamika zajmuje się siłami działającymi na ciała poruszające się w powietrzu. Najważniejszymi siłami są siła nośna i siła oporu. Istnienie siły oporu każdy łatwo może stwierdzić sam, czy to biegnąc szybko pod wiatr, czy też jadąc motorem. Wiadomo również, że opór ciała poruszającego się w powietrzu zależy przede wszystkim od kształtu ciała. Mechanizm powstawania oporu zależnego od kształtu ciała będzie dokładnie wyjaśniony w następnych rozdziałach. Opór ciała jest tym większy, im więcej zawirowań tworzy się za ciałem przy jego poruszaniu się w powietrzu.

Kształtami aerodynamicznymi nazywa się takie ciała opływowe, które poruszając się w powietrzu napotykają małe opory i mają duże wartości siły nośnej. Do kształtów takich zalicza się przede wszystkim profile lotnicze.

Jednym z podstawowych zadań aerodynamiki jest takie ukształtowanie profilów i skrzydeł, jakie w danych warunkach lotu, tzn. przy określonej prędkości lotu i gęstości powietrza, zapewnia jak największy stosunek siły nośnej do siły oporu.

Kształt profilów lotniczych, w miarę rozwoju lotnictwa i osiągania przez samoloty coraz większych prędkości, ulega zasadniczym zmianom. Na rys. 4.1 pokazano różne typy profilów lotniczych stosowanych w zakresie od małych prędkości (np. dla szybowców) aż do prędkości naddźwiękowych. Rozróżniamy profile:



Rys. 4.1. Stosowane rodzaje profili lotniczych

a) profil wklęsłowypukły używany dawniej w szybownictwie,
b) profil płaskowypukły,
c) profil dwuwypukły niesymetryczny dla prędkości średnich, np. w samolotach sportowych,
d) profil dwuwypukły symetryczny, używany głównie na usterzenia,
e) profil laminarny, dla samolotów szybkich (charakteryzuje się tym, że największa jego grubość jest przesunięta do tyłu),
f) profil samolotów naddźwiękowych.

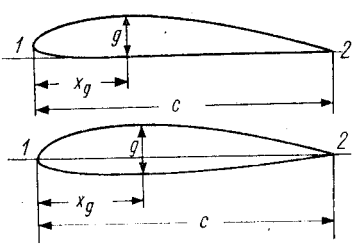
4.2

OPIS GEOMETRYCZNY PROFILU

Mówiąc o profilach lotniczych trzeba podać następujące, charakteryzujące je wielkości geometryczne (rys. 4.2).

Cięciwa profilu, oznaczona literą *c*, jest to odcinek charakteryzujący długość profilu, czyli szerokość płata. Jest to wielkość umowna, w przypadku profilów płasko- i wklęsłowypukłych cięciwa jest prostą styczną do spodu profilu, w pozostałych przypadkach jest prostą łączącą dwa najbardziej odległe punkty profilu.

Grubość profilu *g* jest to największa odległość, prostopadła do cięciwy między górnym i dolnym obrysem profilu. Grubość profilu określa się zazwyczaj w procentach grubości, tzn. jako stosunek maksymalnej grubości



Rys. 4.2. Wielkości geometryczne charakteryzujące profil

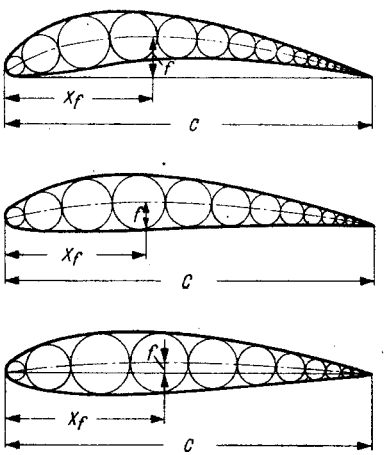
do cięciwy podany w procentach: $\bar{g} = \frac{g}{c} \cdot 100\%$. Profile cienkie mają grubość $\bar{g} = 6 \div 8\%$, a grube — powyżej 15%.

Nosek profilu (na rysunku zaznaczono jako punkt *1*).

Krawędź natarcia skrzydła jest to linia łącząca noski profilów, prostopadła do płaszczyzny profilów.

Krawędź spływu skrzydła jest to linia łącząca końcowe punkty profilu (ostrza), również prostopadła do płaszczyzny profilów.

Linia szkieletowa profilu — lub krótko „szkieletowa" (na rys. 4.3 zaznaczona linią przerywaną) jest to miejsce geometryczne środków kół wpisanych w profil.



Rys. 4.3. Opis geometryczny profilu

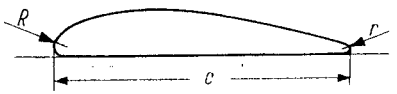
Strzałka profilu f (rys. 4.3) jest to największa odległość linii szkieletowej od cięciwy profilu. Podawana jest zazwyczaj w procentach cięciwy:

$$\bar{f} = \frac{f}{c} \cdot 100\%.$$

Miejsce położenia maksymalnej grubości i strzałki (ich odległość od krawędzi natarcia) podawane także w procentach cięciwy i oznaczane:

$$\bar{X}_g = \frac{X_g}{c} \cdot 100\% \text{ oraz } \bar{X}_f = \frac{X_f}{c} \cdot 100\%$$ (wielkości X_g i X_f oznaczone na rys. 4.2 i 4.3).

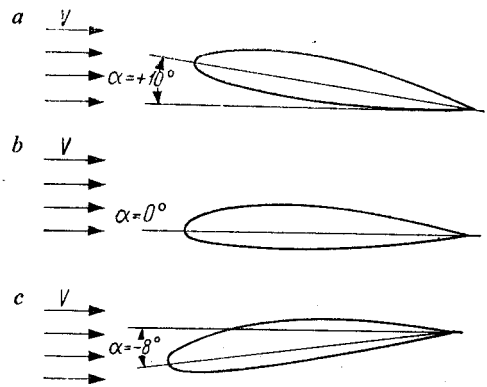
Promień zaokrąglenia noska R i ostrza r (rys. 4.4).



Rys. 4.4. Promienie zaokrąglenia profilu

KĄT NATARCIA PROFILU

Jednym z najważniejszych pojęć w aerodynamice i mechanice lotu, które potrzebne jest do omawiania większości zjawisk związanych z lotem na szybowcach i samolotach jest kąt natarcia profilu α. Jest to kąt zawarty między kierunkiem prędkości niezakłóconej a cięciwą profilu (rys. 4.5). Kąt natarcia jest dodatni, gdy cięciwa profilu jest wzniesiona do góry w stosunku do kierunku prędkości (rys. 4.5*a*), może być równy 0, gdy cięciwa pokrywa się z kierunkiem prędkości (rys. 4.5*b*) i jest ujemny, gdy cięciwa jest opuszczona w dół w stosunku do kierunku prędkości (rys. 4.5*c*).



Rys. 4.5. Kąt natarcia profilu α

OPIS GEOMETRII SKRZYDŁA

Aby określić geometrię skrzydła samolotu lub szybowca, należy określić typ profilu oraz podać dodatkowo następujące wielkości geometryczne.

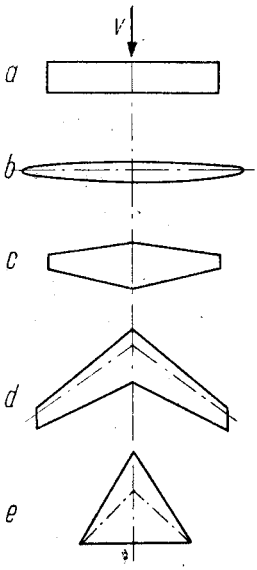
Obrys skrzydła (widok skrzydła z góry). Na rys. 4.6 pokazano kilka obrysów skrzydeł stosowanych w różnym zakresie prędkości lotu:

a — skrzydło prostokątne stosowane przy małych prędkościach lotu,
b — skrzydło eliptyczne, które charakteryzuje się dużym wydłużeniem,
c — skrzydło trapezowe używane najczęściej do samolotów sportowych,
d — skrzydło skośne, do samolotów latających z prędkością zbliżoną do prędkości dźwięku,
e — skrzydło trójkątne, zwane „deltą", do samolotów latających z prędkością naddźwiękową.

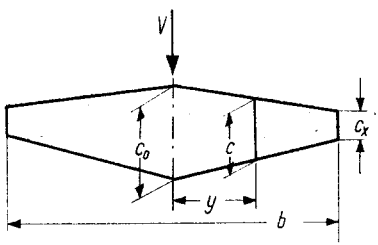
Powierzchnia skrzydła S.

Rozpiętość skrzydeł b (rys. 4.7).

Średnia cięciwa geometryczna skrzydła $\bar{c} = \frac{S}{l}$. Dla skrzydła prostokątnego



Rys. 4.6. Stosowane kształty obrysu skrzydeł

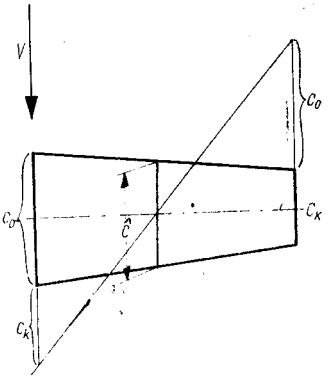


Rys. 4.7. Rozpiętość i cięciwy skrzydła

cięciwa nie zmienia się wzdłuż rozpiętości, czyli $\bar{c} = c$, natomiast w przypadku skrzydła trapezowego sposób geometryczny wyznaczenia średniej cięciwy geometrycznej wyjaśniono na rys. 4.8. Dla innych obrysów wyznaczenie średniej cięciwy geometrycznej jest bardziej skomplikowane.

Wydłużenie płata Λ. Dla skrzydeł prostokątnych wydłużenie równe jest stosunkowi rozpiętości do cięciwy: $\Lambda = \frac{b}{c}$, dla skrzydeł o innym dowolnym obrysie wydłużenie równa się stosunkowi kwadratu rozpiętości do powierzchni: $\Lambda = \frac{b^2}{S}$. Wzór ten otrzymuje się przez pomnożenie licznika i mianownika poprzedniego wzoru przez wielkość b: $\Lambda = \frac{b}{c} = \frac{b \cdot b}{c \cdot b} = \frac{b^2}{S}$.

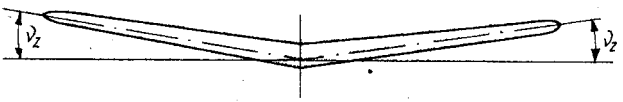
Zbieżność skrzydła $\eta = \frac{c_k}{c_0}$, gdzie c_k — cięciwa końcowa skrzydła, a c_0 — największa cięciwa przy kadłubie (rys. 4.8).



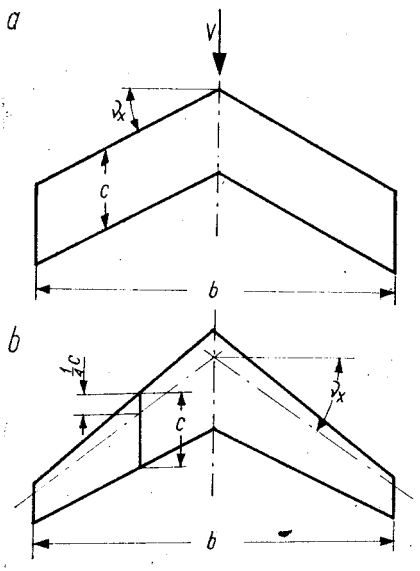
Rys. 4.8. Średnia cięciwa geometryczna

Kąt wzniosu skrzydła ν_z (rys. 4.9) jest to kąt zawarty między płaszczyzną prostopadłą do osi symetrii płata i płaszczyzną cięciw.

Kąt skosu skrzydła ν_x na rys. 4.10*a,b* jest to kąt skosu skrzydła o jednakowej i zmiennej szerokości. Przy stałej szerokości płata (rys. 4.10*a*) kąt skosu jest zawarty pomiędzy krawędzią natarcia a płaszczyzną prostopadłą do cięciwy środkowego profilu, natomiast w przypadku płata o zmiennej szerokości jest to kąt między prostą łączącą punkty na skrzydle leżące



Rys. 4.9. Kąt wzniosu skrzydeł ν_z



Rys. 4.10. Kąt skosu skrzydła ν_x

w odległości 1/4 cięciwy od krawędzi natarcia, a tą samą płaszczyzną prostopadłą do cięciwy środkowego profilu (rys. 4.10*b*).
Zwichrzenie geometryczne skrzydła charakteryzuje się tym, że cięciwy profilów w kolejnych przekrojach nie leżą w jednej płaszczyźnie.
Omówione parametry geometryczne są bardzo istotne, gdyż wpływają na tzw. „charakterystyki aerodynamiczne", które z kolei określają „aerodynamiczność" zastosowanych kształtów w szybowcach i samolotach.

Rozdział 5

PODSTAWOWE PRAWA AERODYNAMIKI

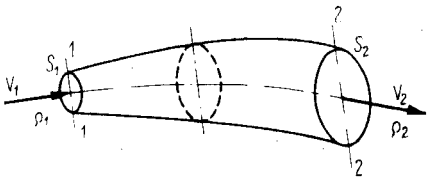
Aby wyjaśnić mechanizm powstawania sił działających na ciała poruszające się w powietrzu, należy się zapoznać z podstawowymi prawami rządzącymi przepływem powietrza, a więc z zasadą ciągłości ruchu ośrodka przepływającego oraz z prawem Bernoulliego. Obydwa te prawa odnoszą się zarówno do cieczy, jak i do gazów. Przy omawianiu tych zależności przyjmuje się założenia upraszczające:

1) przepływ jest nieściśliwy, tzn. przyjmuje się, że gęstość powietrza ϱ jest stała; założenie takie dla małych prędkości lotu nie powoduje błędów, natomiast przy dużych prędkościach lotu, zbliżonych do prędkości dźwięku, uproszczenia takiego nie można stosować (p. rozdz. 9).
2) przepływ jest nielepki, co oznacza, że lepkość (cieczy lub gazu) równa jest zeru; w rzeczywistości powietrze zachowuje się jak nielepkie, z wyjątkiem bardzo cienkiej warstwy wokół ciała opływanego i za nim; do wyjaśnienia mechanizmu powstawania siły nośnej założenie to nie przeszkadza, natomiast przy wyjaśnianiu powstawania siły oporu trzeba przepływ traktować jak lepki (zagadnienie to wyjaśniono przy omawianiu oporu tarcia).
3) przepływ jest ustalony, tzn. że w każdym rozpatrywanym punkcie danego przekroju lokalna prędkość jest stała.

5.1

ZASADA CIĄGŁOŚCI RUCHU

Na rysunku 5.1 pokazano przepływ powietrza przez kanał o zmiennym przekroju poprzecznym. W przekroju *1–1* pole przekroju wynosi S_1, prędkość v_1 i gęstość ϱ_1, w przekroju *2–2* odpowiednio S_2, v_2, ϱ_2. Ponieważ powietrze jest ośrodkiem ciągłym i nie ma odpływu ani dopływu powietrza poprzez ścianki kanału, więc masa powietrza m_1, która wpływa do kanału



Rys. 5.1. Zasada ciągłości ruchu

przez przekrój *1–1* w czasie t, musi być równa masie m_2, która z niego wypływa przez przekrój *2–2*. Taka sama masa powietrza musi przepłynąć w czasie t zarówno przez mały, jak i przez duży przekrój kanału, gdyż powietrze nie ma się gdzie gromadzić.

$$m_1 = \varrho_1 \cdot V_1 = \varrho_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t$$
$$m_2 = \varrho_2 \cdot V_1 = \varrho_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t \qquad (5.1)$$

ale $m_1 = m_2$

stąd:

$$\varrho_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t = \varrho_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t$$

przy założeniu nieściśliwości ośrodka: $\varrho_1 = \varrho_2 = \varrho$

otrzymamy:

$$S_1 \cdot v_1 = S_2 \cdot v_2 = S \cdot v = \text{const} \qquad (5.2)$$

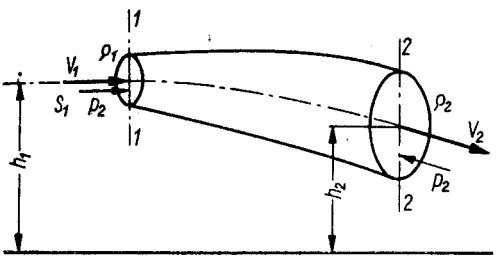
co oznacza, że wyrażenie $S \cdot v$ ma stałą wartość w każdym przekroju kanału. Jeśli przekrój rośnie od wartości S_1 do wartości S_2, to jednocześnie musi zmaleć prędkość przepływu od wartości v_1 do wartości v_2, czyli im przekrój kanału jest mniejszy, tym ciecz porusza się szybciej i na odwrót.

5.2

PRAWO BERNOULLIEGO

Następny przykład przepływu powietrza przez kanał pokazano na rysunku 5.2. Wielkości S_1, v_1, ϱ_1, S_2, v_2, ϱ_2 mają te same znaczenia, co w poprzednio rozpatrywanym przypadku. Ponadto p_1 oznacza ciśnienie działające na przekrój S_1, a p_2 ciśnienie powietrza działające na przekrój S_2. Wielkości h_1 i h_2 oznaczają odpowiednio wysokość wzniesienia przekrojów S_1 i S_2 ponad pewien przyjęty układ odniesienia. Jeśli rozpatrywany przykład dotyczy przepływu nieściśliwego: $\varrho = \text{const}$, nielepkiego i ustalonego, to można napisać

$$m_1 = m_2 = m$$



Rys. 5.2. Prawo Bernoulliego

Formułując zasadę równowartości energii kinetycznej i pracy (2.45) dla przepływu w przekrojach S_2 i S_1, otrzymuje się:

$$\tfrac{1}{2} m_2 \cdot v_2^2 - \tfrac{1}{2} m_1 \cdot v_1^2 = p_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t - p_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t + \\ + m_1 \cdot g\,(h_1 - h_2) \tag{5.3}$$

Przyrost energii kinetycznej całego układu równy jest sumie prac wszystkich sił, które w tym czasie działały w układzie:

$\Delta E = E_2 - E_1 = \sum L_i$

$E_2 = \tfrac{1}{2} \varrho_2 \cdot S_2 \cdot v_2^2$ — energia kinetyczna w przekroju *2–2*,

$E_1 = \tfrac{1}{2} \varrho_1 \cdot S_1 \cdot v_1^2$ — energia kinetyczna w przekroju *1–1*,

$p_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t$ — praca siły $(p_1 \cdot S_1)$ pochodzącej od ciśnienia p_1 na przemieszczeniu: $v_1 \cdot t$,

$p_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t$ — praca siły $(p_2 \cdot S_2)$ pochodzącej od ciśnienia p_2 na przemieszczeniu $v_2 \cdot t$; ta praca jest ujemna, bo siła jest skierowana przeciwnie niż przemieszczenie,

$m_1 \cdot g\,(h_1 - h_2)$ — praca siły ciężkości $m_1 \cdot g$ na przemieszczeniu $(h_1 - h_2)$; ta praca jest dodatnia, gdyż siła ciężkości i przemieszczenie $(h_1 - h_2)$ skierowane są do dołu.

$$\tfrac{1}{2} \varrho_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t \cdot v_2^2 - \tfrac{1}{2} \varrho_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t \cdot v_1^2 = p_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t - \\ - p_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t + \varrho_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t \cdot g\,(h_1 - h_2)$$

ale z równania ciągłości

$$S_1 \cdot v_1 = S_2 \cdot v_2 = S \cdot v$$

oraz $\varrho_2 = \varrho_1 = \varrho$ (nieściśliwy przepływ)

stąd:

$$\tfrac{1}{2} \varrho\,(v_2^2 - v_1^2) = p_1 - p_2 + \varrho \cdot g\,(h_1 - h_2) \tag{5.4}$$

lub:

$$p_1 + \tfrac{1}{2} \varrho \cdot v_1^2 + \varrho \cdot g \cdot h_1 = p_2 + \tfrac{1}{2} \varrho \cdot v_2^2 + \varrho \cdot g \cdot h_2 = \\ = p + \tfrac{1}{2} \varrho \cdot v^2 + p \cdot g \cdot h \tag{5.5}$$

Oznacza to, że w każdym przekroju przepływu wyrażenie:

$$p + \tfrac{1}{2} \varrho \cdot v^2 + \varrho \cdot g \cdot h = \text{const} \tag{5.6}$$

Równanie to nosi nazwę równania energii albo równania Bernoulliego. Przy rozpatrywaniu ruchu szybowca w atmosferze zmiany wartości $(\varrho \cdot g \cdot h)$ są bardzo małe w porównaniu z pozostałymi członami i można je pominąć; wówczas prawo Bernoulliego ma postać:

$$p + \tfrac{1}{2} \varrho \cdot v^2 = \text{const} \tag{5.7}$$

gdzie:

$\tfrac{1}{2} \varrho \cdot v^2$ — nazywane jest ciśnieniem dynamicznym lub ciśnieniem prędkości,

p — ciśnieniem statycznym.

Jest to bardzo ważne i potrzebne w dalszych rozważaniach prawo, które mówi, że suma ciśnień statycznego i dynamicznego wzdłuż strugi przepływającego powietrza ma wartość stałą. Wynika stąd, że wzrost prędkości w jakimś punkcie przepływu wywołuje spadek ciśnienia i na odwrót. Największe ciśnienie występuje więc w punktach przepływu, gdzie prędkość jest równa zeru.

Wprowadza się również pojęcie ciśnienia całkowitego p_0, równego sumie ciśnienia dynamicznego i statycznego:

$$p_0 = p + \tfrac{1}{2}\varrho \cdot v^2 \tag{5.8}$$

5.3 SIŁY AERODYNAMICZNE I ICH UMIEJSCOWIENIE NA PROFILU

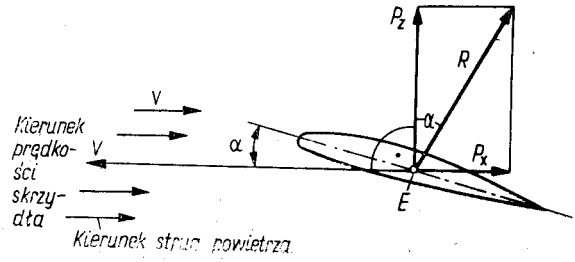
Siłami aerodynamicznymi nazywane są siły i momenty działające na ciała poruszające się w powietrzu. Na podstawie licznych pomiarów okazało się, że wypadkowa siła aerodynamiczna działająca na ciało ustawione pod pewnym kątem do kierunku ruchu zależy od następujących czynników:
— gęstości powietrza ϱ,
— powierzchni ciała S,
— prędkości ruchu w kwadracie v^2,
— kształtu ciała i ustawienia go względem kierunku ruchu.
Siłę tę można wyrazić za pomocą wzoru:

$$R = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_R \tag{5.9}$$

gdzie:

R — wypadkowa siła aerodynamiczna [N],
ϱ — gęstość powietrza [kg/m^3],
S — powierzchnia poruszającego się ciała [m^2],
v — prędkość ruchu [m/s],
c_R — bezwymiarowy współczynnik siły aerodynamicznej, zależny od kształtu ciała i jego ustawienia względem kierunku ruchu.

Na rysunku 5.3 pokazano wartość wypadkowej siły aerodynamicznej działającej na profil szybowca. Otóż okazuje się, że siła ta działa pod pewnym kątem w stosunku do kierunku ruchu. Siłę tę można rozłożyć na dwie składowe: na równoległą do kierunku ruchu, P_x, nazywaną siłą oporu,



Rys. 5.3. Siły aerodynamiczne na profilu

oraz prostopadłą do tego kierunku siłę P_z — nazwaną siłą nośną. Siły P_z i P_x wyraża się za pomocą wzorów analogicznych do wzoru na wypadkową siłę aerodynamiczną, a mianowicie:

$$P_z = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z \qquad (5.10)$$

$$P_x = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_x \qquad (5.11)$$

gdzie c_z i c_x oznaczają odpowiednio bezwymiarowe współczynniki siły nośnej i siły oporu.

Przez analogię moment od sił aerodynamicznych na skrzydle można wyrazić jako:

$$M = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_m \cdot c \qquad (5.12)$$

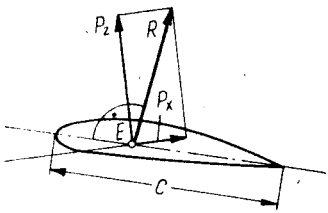
gdzie:

c — średnia cięciwa płata,

c_m — bezwymiarowy współczynnik momentu.

Zarówno siły, jak i bezwymiarowe współczynniki omówiono dalej.

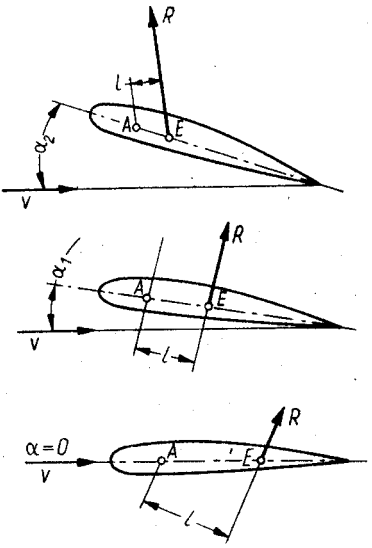
Punkt, w którym linia działania wypadkowej siły aerodynamicznej R przecina cięciwę profilu, nazywa się środkiem parcia; oznaczany jest literą E (rys. 5.4). Zwykle w tym punkcie umiejscawia się wypadkową siłę aero-



Rys. 5.4. Położenie środka parcia E na profilu

dynamiczną. Położenie środka parcia na profilu nie jest stałe. Ze wzrostem kąta natarcia środek parcia przesuwa się do przodu. Na rys. 5.5 pokazano przykładowo położenia środka parcia dla trzech kątów natarcia.

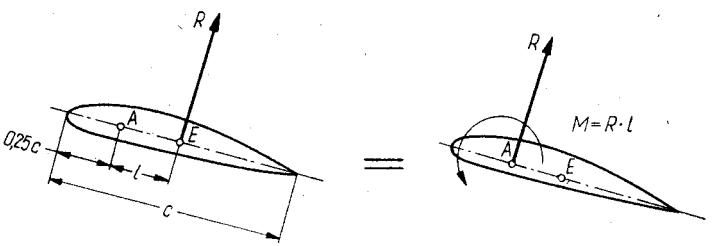
Ze wzrostem kąta natarcia przy stałej prędkości lotu wzrasta również, jak to zaznaczono na rys. 5.5, wypadkowa siła aerodynamiczna. Moment tej siły względem jakiegoś punktu w pobliżu noska profilu, np. punktu A na rys. 5.5, jest równy iloczynowi siły R przez jej ramię: $M = R \cdot l$. Powiedziano już, że ze wzrostem kąta natarcia wielkość siły aerodynamicznej R rośnie, a jej ramię l maleje. Można więc dobrać taki punkt na profilu, względem którego przy zmianach kąta natarcia ramię l wypadkowej siły aerodynamicznej zmaleje tyle razy, ile razy wzrośnie siła R, a więc moment $M = R \cdot l$ pozostanie stały. Całe rozumowanie jest oczywiście słuszne i przy zmniejszaniu kąta natarcia. Wtedy ramię l będzie rosło, a wypadkowa siła aerodynamiczna R będzie malała. Punkt taki znaleziono i nazwano środkiem aerodynamicznym profilu; oznaczono go literą A. Aerodynamiczny środek profilu charakteryzuje się tym, że jego położenie na profilu w szerokim zakresie kątów natarcia nie zmienia się. Ze względu na cechę niezmienności położenia, w punkcie tym często umiejscawia się wypadkową siłę aerodynamiczną. Aby przenieść wypadkową siłę aerodynamiczną ze



Rys. 5.5. Wędrówka środka parcia na profilu niesymetrycznym

środka parcia E do środka aerodynamicznego A, należy (p. rozdz. 2 p. 2.4, rys. 2.17) dodać odpowiedni moment (rys. 5.6).

W spotykanych w praktyce profilach przy prędkościach lotu mniejszych od prędkości dźwięku środek aerodynamiczny A znajduje się w przybliżeniu w 25% cięciwy profilu. Całe przeprowadzone tu rozumowanie odnosi się tylko do stałej prędkości lotu. Wobec tego, stałej wartości momentu będzie odpowiadała stała wartość współczynnika momentu określonego ze wzoru (5.12).



Rys. 5.6. Położenie środka aerodynamicznego A na profilu

$$c_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\varrho \cdot v^2 \cdot S \cdot c} \tag{5.13}$$

Środek aerodynamiczny profilu A można zatem określić jako punkt, względem którego współczynnik momentu sił aerodynamicznych jest stały w użytkowym zakresie kątów natarcia.

Rozdział 6

MECHANIZM POWSTAWANIA SIŁ AERODYNAMICZNYCH

6.1

MECHANIZM POWSTAWANIA SIŁY NOŚNEJ

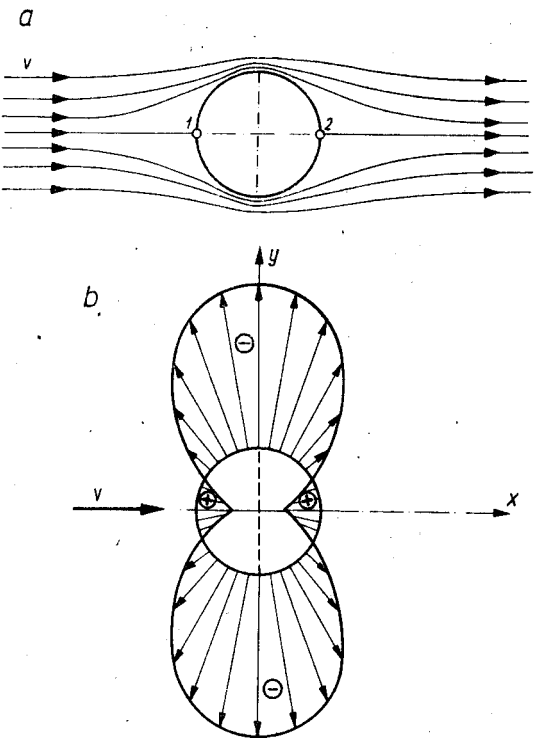
Do wyjaśnienia mechanizmu powstawania siły nośnej na skrzydle szybowca posłuży twierdzenie Bernoulliego (4.7) oraz teoria cyrkulacji, szeroko stosowana w aerodynamice.

Teoria cyrkulacji, ze względu na łatwość zrozumienia, zostanie wyjaśniona na przykładzie opływu powietrza wokół cylindra kołowego, a następnie wyniki rozważań zostaną przeniesione na dwuwymiarowe skrzydło i zastosowane przy obliczaniu siły nośnej.

Cyrkulacją nazywa się wir o konturze zamkniętym, poruszający się zgodnie lub przeciwnie z ruchem wskazówek zegara, opływający przekrój poprzeczny badanego ciała i obszar powietrza wokół tego ciała. Cyrkulację oznaczono literą grecką Γ (gamma), a jej prędkość literą v_Γ. Rozważania oparto na następujących założeniach:

1) lepkość powietrza równa jest zeru (to znaczy przyjęto, że cząsteczki powietrza nie przylepiają się do ścianek opływanego przekroju),
2) przepływ jest dwuwymiarowy, co w praktyce oznacza, że jest rozpatrywany przepływ wokół ciał o nieskończonej długości (cylinder lub płat nieskończenie długi); oznacza to, że wszelkie wyniki uzyskane przy tym założeniu muszą być następnie modyfikowane do praktycznie spotykanych trójwymiarowych przypadków.

Najpierw rozpatrzony zostanie przepływ wokół cylindra bez cyrkulacji. Przebieg linii prądu wokół takiego cylindra pokazano na rys. 6.1*a*. W punkcie *1* i *2* prędkość $v = 0$. Rozkład ciśnień ilustruje rys. 6.1*b*. Z rys. 6.1*a* widać, że na górnej i dolnej powierzchni cylindra linie prądu zagęszczają się, natomiast z przodu i tyłu cylindra są bardzo oddalone od siebie. Na podstawie równania ciągłości wiadomo, że na górze i na dole cylindra prędkość jest duża, a z przodu i z tyłu — mała, co z kolei na podstawie prawa Bernoulliego daje małe ciśnienie na dole i na górze cylindra (podciśnienie w stosunku do otaczającego powietrza) i duże ciśnienie na przedniej i tylnej jego części (rys. 6.1*b*, nadciśnienie w stosunku do powietrza otaczającego). Przepływ jest symetryczny zarówno względem osi x, jak i y i dlatego przy takim opływie nie powstają ani siła nośna, ani siła oporu. Z kolei rozpatrzony będzie przepływ wokół takiego samego cylindra przy założeniu, że istnieje cyrkulacja w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara, jak na rys. 6.2. W każdym punkcie przepływu w pobliżu cylindra prędkość jest teraz wypadkowa z prędkości przepływu $\bar{v}+\bar{v}_\Gamma$. Dlatego w dawnym punkcie *1* prędkość jest skierowana do góry, a w punkcie *2* jest skierowana w dół. Teraz punkty *1'* i *2'* są punktami zerowej prędkości,



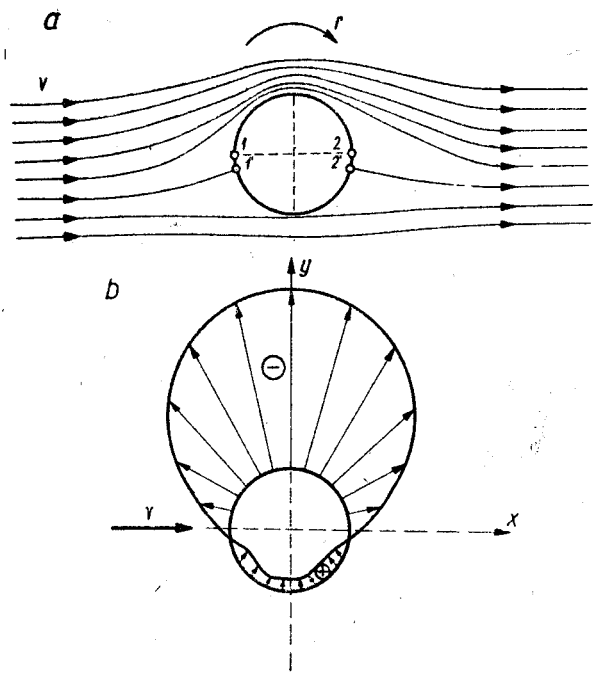
Rys. 6.1. Opływ cylindra bez cyrkulacji

Wynikiem działania cyrkulacji jest zwiększenie prędkości przepływu na górnej powierzchni cylindra i obniżenie jej na dolnej jego części (rys. 6.2*a*), co w zestawieniu z prawem Bernoulliego daje wzrost podciśnienia na górnej i nadciśnienia na dolnej powierzchni cylindra. Powstaje więc wypadkowa siła skierowana do góry wzdłuż osi *y*, która nazywana jest siłą nośną. Przepływ jest symetryczny tylko względem osi *y*, a wzdłuż osi *x* nie występuje siła oporu. Okazuje się, że o ile do wyjaśnienia występowania siły nośnej wystarczą założenia poczynione powyżej, o tyle, aby wyjaśnić istnienie siły oporu, koniecznie trzeba założyć lepkość powietrza.

Następnie rozpatrzony będzie przepływ wokół skrzydła dwuwymiarowego (o wydłużeniu nieskończenie dużym) w nielepkim powietrzu bez cyrkulacji. Przebieg linii prądu takiego przepływu pokazano na rys. 6.3. Wystąpią tu punkty *1* i *2*, w których prędkości równe są zeru. Struga powietrza rozdziela się w punkcie *1* na dwie strugi, opływające górną i dolną powierzchnię skrzydła. Cząsteczki powietrza opływające górną powierzchnię mają do przebycia dłuższą drogę (profil bardziej wypukły u góry) niż cząsteczki na dole. Dolne cząsteczki opłyną więc ostrą krawędź spływu (bo nie ma przylegania ich do profilu) i spotykają się na górnej powierzchni w punkcie *2*. W przypadku takiego opływu nie powstaną żadne siły aerodynamiczne na profilu.

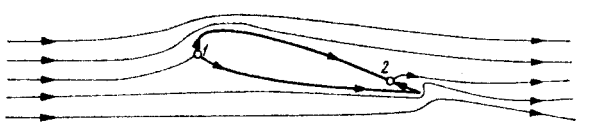
W rzeczywistości wszystkie ciecze i gazy, a więc i powietrze, mają pewną lepkość, tzn. zdolność przylegania do ciał, które opływają i dlatego należy przyjąć, że lepkość powietrza jest różna od zera.

Jeśli przy tym założeniu rozpatrzyć przepływ powietrza wokół profilu niesymetrycznego, to okaże się, że dolna struga, zamiast opływać ostrą krawędź spływu wskutek dużych przyrostów prędkości w strefie przylegającej bezpośrednio do profilu ($v = 0$) i w pewnej od niej odległości

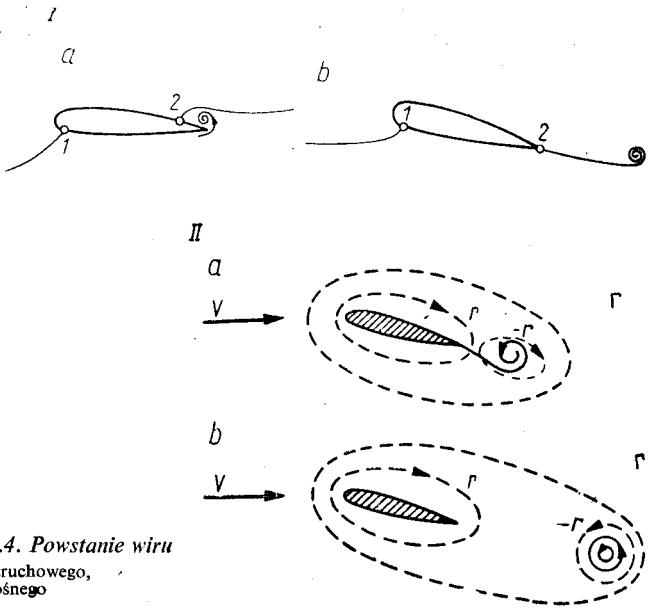


Rys. 6.2. Opływ cylindra z cyrkulacją

($v = v_{\text{przepływu}}$), tworzy wir, jak na rys. 6.4*a*. Wir ten powoduje przesuwanie się w dół w kierunku krawędzi spływu punktu *2* zerowej prędkości na profilu, sam przemieszcza się również na krawędź spływu profilu, a następnie zostaje bardzo szybko uniesiony i oddala się od płata (rys. 6.4*b*). Wir ten nazywa się wirem rozruchowym, gdyż zgodnie z prawami aerodynamiki powoduje powstawanie dokoła płata nowego wiru, zwanego wirem związ-



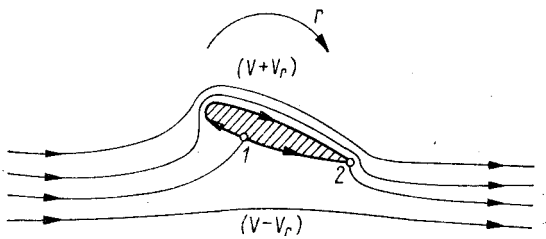
Rys. 6.3. Opływ profilu płata bez cyrkulacji



I ys. 6.4. Powstanie wiru
I — rozruchowego,
II — nośnego

zanym lub cyrkulacją o kierunku przeciwnym do kierunku działania wiru rozruchowego i wartości bezwzględnej równej wirowi rozruchowemu (rys. 6.5).

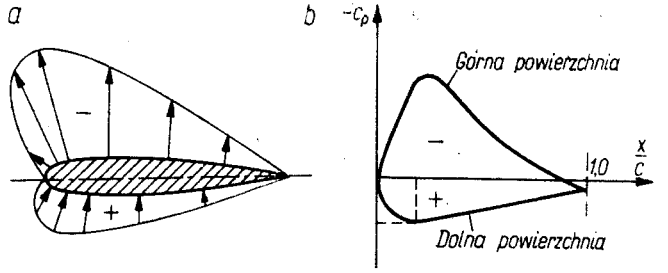
Zgodnie z twierdzeniem o trwałości cyrkulacji w aerodynamice: jeśli w pewnej chwili na krawędzi spływu tworzy się wir o określonym kierunku działania, to dokoła płata musi wytworzyć się wir o kierunku przeciwnym



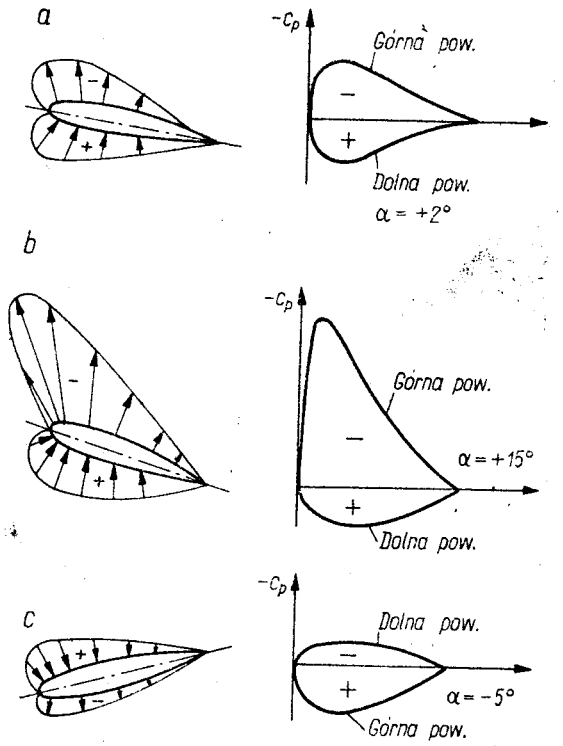
Rys. 6.5. Opływ profilu płata z cyrkulacją

do danego. Wir rozruchowy wyzwolił cyrkulację wokół płata i oddalił się z przepływem, a wir wytworzony istnieje nadal i dlatego nazywa się wirem związanym. Należy teraz rozpatrzyć, jak zmienia się przepływ wokół płata, gdy istnieje cyrkulacja (rys. 6.5). Prędkość cząstek powietrza na górnej powierzchni będzie sumą prędkości przepływu v i prędkości cyrkulacji: $v+v_\Gamma$, a na dolnej powierzchni prędkość będzie różnicą prędkości

przepływu i prędkości cyrkulacji ($v - v_\Gamma$); to spowoduje, że cząstki powietrza z górnej powierzchni, mające większą prędkość, i z dolnej powierzchni, mające mniejszą prędkość, spotykają się na krawędzi spływu. Zgodnie z prawem Bernoulliego na górnej powierzchni profilu ciśnienie spadnie, a na dolnej — wzrośnie. W stosunku do ciśnienia otaczającego, na górnej powierzchni wytworzy się podciśnienie, a na dolnej — nadciśnienie (rys. 6.6*a*). Podciśnienie na górnej powierzchni jest przeciętnie dwukrotnie



Rys. 6.6. Rozkład ciśnień na profilu



Rys. 6.7. Rozkład ciśnień na profilu dla różnych kątów natarcia

większe niż nadciśnienie na spodzie profilu. Różnica tych ciśnień daje siłę skierowaną do góry o kierunku prostopadłym do niezakłóconego kierunku prędkości. Nazywa się ją siłą nośną i oznacza P_z.

Rozkład ciśnienia na płacie wygodnie jest przedstawić w postaci wykresów, na których na osi y odkłada się wartość bezwymiarowego współczynnika ciśnienia c_p w funkcji $\frac{x}{c}$ (gdzie x jest odległością od noska profilu mierzonego wzdłuż cięciwy, a c — cięciwą profilu). Bezwymiarowy współczynnik ciśnienia c_p określa się pisząc prawo Bernoulliego dla dowolnych lokalnych wartości (p, v) i dla wartości p_∞, v_∞ w przepływie niezakłóconym z dala od skrzydła

$$p+\tfrac{1}{2}\varrho \cdot v^2 = p_\infty+\tfrac{1}{2}\varrho \cdot v_\infty^2 \tag{6.1}$$

stąd:

$$p-p_\infty = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot v_\infty^2 - \tfrac{1}{2}\varrho \cdot v^2$$

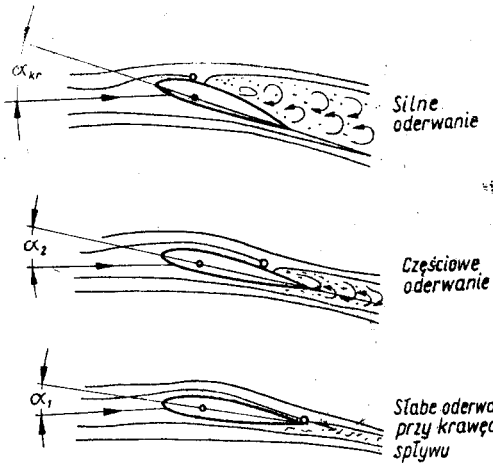
Dzieląc stronami to równanie przez $\frac{1}{2}\varrho \cdot v_\infty^2$ otrzymuje się:

$$\frac{p-p}{\frac{1}{2}\varrho \cdot v_\infty^2} = 1-\frac{v^2}{v_\infty^2} = c_p \tag{6.2}$$

Tę wartość oznacza się jako bezwymiarowy współczynnik ciśnienia c_p. Wykres ciśnień dla profilu pokazanego na rys. 6.6*a* przedstawiono na rys. 6.6*b*. Z wykresu można od razu odczytać punkt zerowej prędkości (tam gdzie występuje maksymalne nadciśnienie na profilu na rys. 6.6*a*, tzn. współczynnik $c_p = 1$), a wielkość całkowitego pola zawartego pomiędzy liniami opisującymi ciśnienie mówi o wartości całkowitej siły nośnej na płacie. Łatwo zauważyć, że jeśli profil symetryczny ustawia się pod zerowym kątem natarcia, to nie wystąpi ani różnica prędkości na górnej i dolnej powierzchni, ani różnica ciśnień, a w związku z tym siła nośna będzie równa zeru. Również każdy profil niesymetryczny można ustawić pod takim kątem natarcia w stosunku do prędkości, że siła nośna na nim będzie równa zeru. Taki kąt natarcia, dla którego całkowita siła nośna na profilu równa jest zeru, nazywa się kątem zerowej siły nośnej. Jeżeli profil ustawi się pod dodatnim kątem natarcia do kierunku napływających strug powietrza, to zwiększy się jeszcze bardziej różnica prędkości na górnej i dolnej powierzchni skrzydła, wzrośnie więc odpowiednio podciśnienie i nadciśnienie, a więc zwiększy się również siła P_z.

Wynika stąd, że siła nośna P_z zależy od kąta natarcia profilu. Dla potwierdzenia tego wniosku, na rys. 6.7 pokazano rozkład ciśnień dla profilu ustawionego pod kątami $\alpha = +2°$, $\alpha = +15°$ i $\alpha = -5°$.

Wzrost siły nośnej wraz ze wzrostem kąta natarcia ma miejsce tylko do pewnego kąta natarcia. W zakresie małych kątów natarcia opływ wokół profilu kształtuje się tak jak opisano powyżej, tzn. cząsteczki powietrza rozdzielając się na nosku opływają go i spotykają się na krawędzi spływu. Począwszy jednak od pewnego kąta natarcia na górnej powierzchni profilu zaczyna się pojawiać odrywanie się strug powietrza. Początek oderwa-



Rys. 6.8. Opływ profilu przy krytycznym kącie natarcia

nia następuje na ostrej krawędzi spływu i w miarę wzrostu kąta przesuwa się do przodu profilu. Od tej chwili zwiększenie kąta natarcia daje już tylko nieznaczny wzrost siły nośnej, aż wreszcie począwszy od pewnego dużego kąta natarcia siła nośna zaczyna gwałtownie maleć. Oznacza to, że na górnej powierzchni profilu nastąpiło oderwanie strug powietrza. Kąt, przy którym siła nośna osiągnęła wartość maksymalną, nazywany jest krytycznym kątem natarcia (rys. 6.8).

Na wartość siły nośnej wpływają następujące czynniki:

1) kształt ciała i jego kąt natarcia α,

2) powierzchnia ciała S,

3) gęstość powietrza ϱ,

4) prędkość lotu v.

Siła nośna wyraża się następującą zależnością

$$P_z = \tfrac{1}{2} \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z \tag{6.3}$$

gdzie:

P_z — siła nośna [N],

ϱ — gęstość powietrza $\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right]$,

S — powierzchnia skrzydła [m^2],

v — prędkość lotu [m/s],

c_z — bezwymiarowy współczynnik siły nośnej, który zależy od kształtu i kąta natarcia profilu (omówiono go dokładnie w dalszej części pracy).

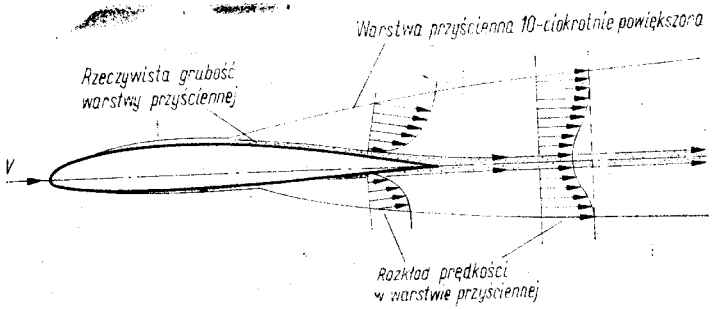
Każde ciało poruszające się w powietrzu lub w innym ośrodku napotyka opór. Siła oporu jest siłą niekorzystną — w przypadku szybowców i samolotów pogarszającą ich własności lotne i osiągi. Przy projektowaniu szybowców należy tak kształtować wszystkie parametry, aby wartość siły oporu była jak najmniejsza. Stąd też należy dokładnie poznać mechanizm powstawania oporu i wszystkie czynniki, od których on zależy. W rozdziale tym mechanizm powstawania siły oporu wyjaśniono na przykładzie skrzydła o wydłużeniu nieskończenie dużym. Opływ dokoła takiego skrzydła niczym nie różni się od opływu dokoła profilu (czyli przekroju poprzecznego tego skrzydła) i dlatego najpierw omówiono tu opór profilu. Opór profilu zależy od stanu powierzchni profilu (gładka czy chropowata) i od kształtu. Opory te nazwano oporem tarcia i oporem kształtu.

Skrzydła, jak wiadomo, mają skończone wydłużenie, co tworzy dodatkowy opór, zwany oporem indukowanym. Ponadto występuje opór wynikający z wzajemnego oddziaływania na siebie skrzydła i kadłuba oraz pozostałych elementów szybowca — opór ten nazwano oporem interferencyjnym. Opór spowodowany istnieniem wszelkiego rodzaju szczelin, np. przy sterach czy klapach, nazwano oporem szczelinowym. Wszystkie zasygnalizowane składniki oporu będą omówione kolejno w sposób szczegółowy. Mimo że w zakresie prędkości lotów szybowców nie występuje opór falowy, którego pojawienie się związane jest z dużą prędkością, zbliżoną do prędkości dźwięku, to jednak opór ten jest zjawiskiem tak ważnym, że pilot musi je poznać (p. rozdz. 10).

Opór tarcia

Aby wyjaśnić mechanizm powstawania oporu tarcia, należy przypomnieć, że powietrze, tak jak wszystkie ciecze i gazy, ma pewną lepkość. Oczywiście, lepkość powietrza jest znacznie mniejsza niż lepkość wody czy miodu, lecz na pewno istnieje. Powietrze ma zdolność przylegania w różnym stopniu do ciał, które opływa, zależnie od gładkości powierzchni tych ciał. Jeżeli profil lotniczy opływa powietrze z prędkością v, to wskutek lepkości cząsteczki powietrza stykające się bezpośrednio z powierzchnią profilu będą się do niej przyczepiały, czyli prędkość ich będzie równa zeru. Dopiero cząsteczki znajdujące się w pewnej odległości od powierzchni profilu będą miały prędkość zbliżoną do prędkości przepływu niezakłóconego. W bezpośredniej bliskości powierzchni profilu powstanie więc cienka warstwa, w której prędkość zmienia się od zera do wartości prędkości przepływu. Warstwę tę nazwano warstwą przyścienną. Grubość warstwy przyściennej jest najmniejsza na krawędzi natarcia, a w miarę schodzenia do krawędzi spływu grubość jej zwiększa się, dochodząc do kilku milimetrów (rys. 6.9).

Charakter ruchu cząstek powietrza w warstwie przyściennej jest inny niż poza nią. Ponieważ prędkości sąsiadujących cząstek powietrza różnią się



Rys. 6.9. Rozkład prędkości w warstwie przyściennej na profilu

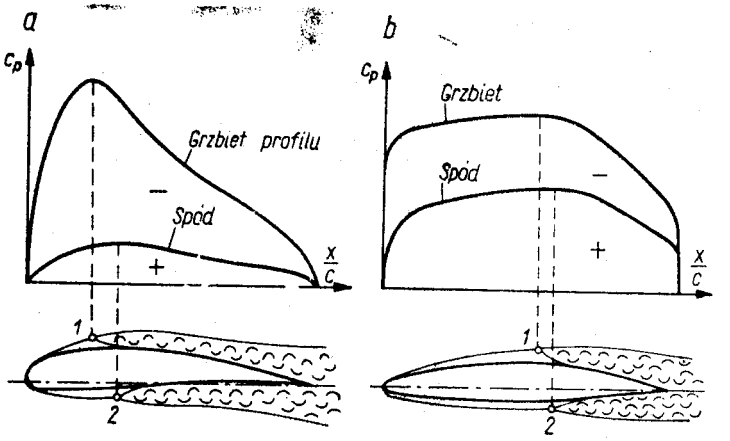
między sobą, więc poszczególne cząsteczki trąc o siebie podlegają obrotowi i tworzą zawirowania, które wytwarzają siłę, zwaną oporem tarcia — P_{xt}; jest ona skierowana przeciwnie do prędkości lotu szybowca.

Okazało się, że ruch cząstek powietrza w warstwie przyściennej może mieć różny charakter. Jeżeli powietrze płynie spokojnie w równoległych warstwach dokoła profilu, to przepływ taki nazywany jest laminarnym, a gdy cząsteczki poruszają się ruchem chaotycznym, wzajemnie się krzyżując, to przepływ taki nazywany jest burzliwym lub turbulentnym. W większości przypadków w przedniej części profilu od krawędzi natarcia aż do maksymalnej jego grubości ruch w warstwie przyściennej ma charakter laminarny, a w tylnej części — burzliwy. Z doświadczenia wiadomo, że opór tarcia laminarnej warstwy przyściennej jest kilkakrotnie mniejszy niż warstwy turbulentnej. Wykorzystując te własności opływu zastosowano w szybowcach i samolotach tzw. profile laminarne.

Profile laminarne i ich własności

Charakter przepływu zależy od jego prędkości oraz od wymiarów opływanego ciała; przy małych prędkościach i małych wymiarach ciała można zachować przepływ laminarny w całej warstwie przyściennej, natomiast po zwiększeniu tych wielkości przepływ zamienia się w turbulentny.

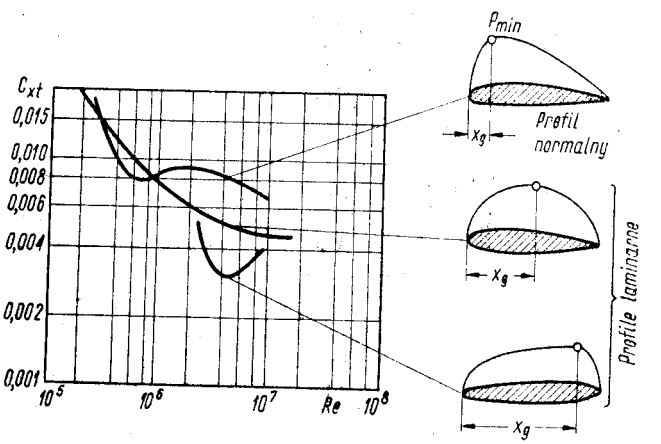
Dążność do zwiększania prędkości lotu zmusiła aerodynamików do szukania takich profilów, które przy dużych prędkościach pozwoliłyby na zachowanie laminarnej warstwy przyściennej na jak największej długości wzdłuż cięciwy profilu, a tym samym na zmniejszenie oporu tarcia. Okazuje się, że punkt przejścia od przepływu laminarnego do turbulentnego na profilu zależy od rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy. Punkt przejścia przepływu laminarnego w turbulentny na grzbiecie profilu znajduje się w miejscu, gdzie występuje maksymalne podciśnienie, a na dolnej powierzchni profilu — w miejscu, gdzie występuje maksymalne nadciśnienie (rys. 6.10*a,b*). Mniejszy opór mają więc profile, w których punkt minimalnego ciśnienia znajduje się w dużej odległości od krawędzi natarcia. Rozkład ciśnienia na profilu można zmienić przez zmianę kształtu profilu, a mianowicie przez przesunięcie maksymalnej grubości profilu do tyłu, co oznacza przesunięcie punktu maksymalnego podciśnienia.



Rys. 6.10. Wpływ rozkładu ciśnienia na charakter przepływu

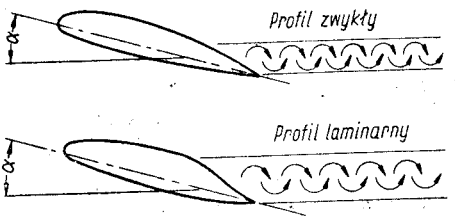
Na rys. 6.11 pokazano wartość oporu profilowego zależnie od liczby Reynoldsa dla trzech profilów o różnych kształtach (liczbę Reynoldsa Re opisano w rozdz. 10). Na rysunku widać, że przesunięcie maksymalnej grubości profilu do tyłu przesuwa w tym samym kierunku punkt maksymalnego ciśnienia, a więc dłuższy jest odcinek laminarnego przepływu, czyli mniejszy współczynnik oporu tarcia c_{xt}.

W ten sposób powstały profile laminarne, które charakteryzują się tym, że maksymalna ich grubość położona jest w 50÷70% cięciwy, a nosek profilu jest znacznie cieńszy niż profilów zwykłych (rys. 6.10*b*). Należy podkreślić, że przepływ laminarny można utrzymać na dużej długości profilu tylko w niewielkim zakresie kątów natarcia α i to dla niedużych ką-



Rys. 6.11. Wpływ liczby Reynoldsa na współczynnik oporu tarcia C_{xt}

tów α. Na dużych kątach natarcia opór profilu laminarnego jest na ogół większy od normalnego. Przyczyną tego jest szerszy pas zawirowań wskutek oderwania się strugi powietrza za profilem laminarnym, spowodowany charakterystycznym kształtem profilu (rys. 6.12). Powierzchnia skrzydła z profilem laminarnym powinna być bardzo gładka. Wszelkie nierówności i szorstkość jej powodują turbulencję w warstwie przyściennej, a więc



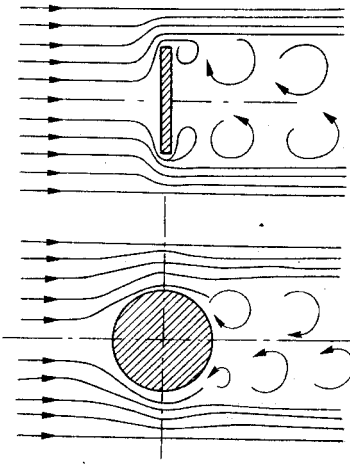
Rys. 6.12. Oderwanie strug na profilu zwykłym i laminarnym

wzrost współczynnika oporu c_x i zmniejszenie współczynnika c_z. Przy eksploatacji szybowców i samolotów ze skrzydłami laminarnymi należy więc zwracać uwagę na zachowanie gładkości powierzchni skrzydeł.

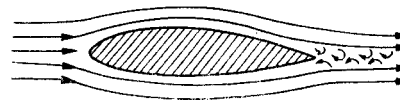
Opór kształtu

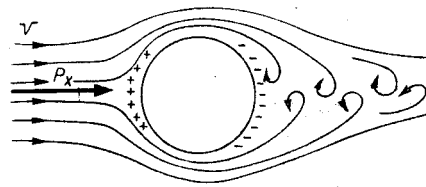
Opór ciała poruszającego się w danym ośrodku zależy od kształtu tego ciała, jego rozmiarów i położenia w stosunku do kierunku ruchu. Najprościej można to sprawdzić na przykład przez zanurzenie się w głębokiej wodzie i szybkie posuwanie się do przodu. Okaże się, że można jedynie z trudem przepychać się do przodu, gdyż woda stawia duży opór. Natomiast doświadczony pływak, ustawiając prawidłowo swoje ciało, porusza się w wodzie bardzo szybko nie męcząc się, gdyż natrafia na dużo mniejszy opór. Podobnie jest z ciałami poruszającymi się w powietrzu. Na rys. 6.13 pokazano płaską płytkę, kulę oraz profil lotniczy, ustawione w poprzek kierunku strug napływającego powietrza. Na rysunku widać, że najbardziej zakłóca przepływ płytka; powoduje ona tak gwałtowną zmianę kierunku przepływających strug z tyłu za nią, że ulegają one oderwaniu i zawirowaniu. Oderwanie strug przy opływie kuli występuje dopiero za największym jej przekrojem, natomiast profil rozchyla napływające strugi, powodując jedynie warkocz zawirowań z tyłu za nim. Widać stąd, że ciała o kształtach opływowych poruszając się w powietrzu w niewielkim tylko stopniu zakłócają przepływ, powodując małe zawirowania.

Na rys. 6.14 wyjaśniono na przykładzie opływu dokoła walca, skąd się bierze opór. Powietrze napływające naciska na przednią powierzchnię walca, z tyłu walca tworzą się zawirowania powodujące oderwanie strug, co powoduje obniżenie tam ciśnienia. W stosunku do ciśnienia przed walcem z tyłu występuje podciśnienie i ta różnica ciśnień działając na powierzchnię walca wytwarza siłę skierowaną do tyłu; jest to siła oporu. Im więcej zawirowań tworzy się za ciałem, tym większa jest powstająca siła oporu.



Rys. 6.13. Opływ ciał o różnych kształtach geometrycznych





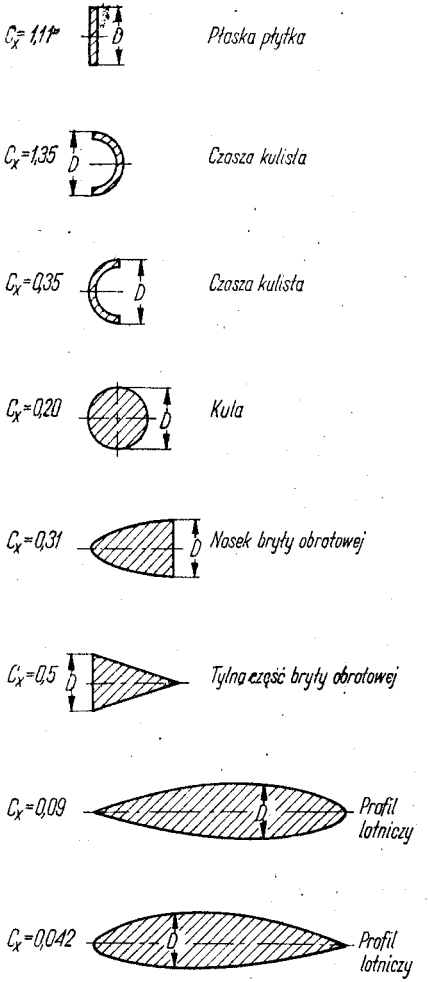
Rys. 6.14. Opływ dokoła walca

Stąd wniosek, że ciała o kształtach opływowych, dające najmniejsze zakłócenia przepływu, mają najmniejszy opór kształtu.

Aby to zilustrować, na rys. 6.15 podano wartości bezwymiarowego współczynnika c_x kilku ciał o takim samym przekroju, lecz o różnym kształcie poprzecznym D, który charakteryzuje ich siłę oporu. Różne ciała opływane z tą samą prędkością v mają różne opory. Okazuje się, że nawet to samo ciało ustawione pod różnymi kątami do kierunku napływającego powietrza daje różne opory. Na przykład profil lotniczy symetryczny daje najmniejszy opór przy kącie natarcia równym zeru, a przy zwiększaniu kąta natarcia jego opór rośnie.

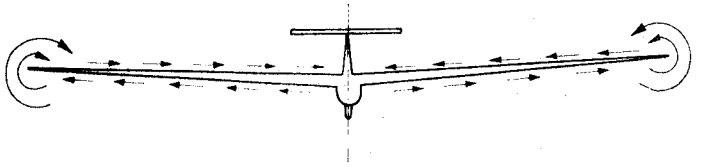
Opór indukowany

Siła nośna na skrzydle powstaje w wyniku wytwarzania się podciśnienia na górnej i nadciśnienia na dolnej powierzchni skrzydła. Gdy rozpiętość skrzydeł ma wartość skończoną (dotychczas przy omawianiu siły nośnej i oporu zakładano nieskończoną rozpiętość skrzydła), powietrze dąży do wyrównania ciśnień na końcach skrzydeł. Wytwarza się dodatkowy prze-

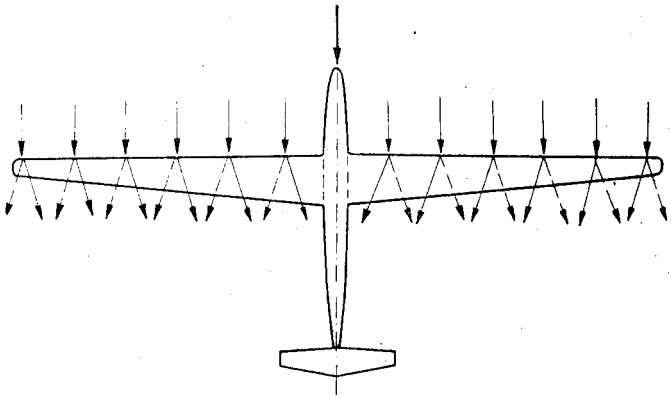


Rys. 6.15. Współczynnik oporu c_x dla różnych kształtów

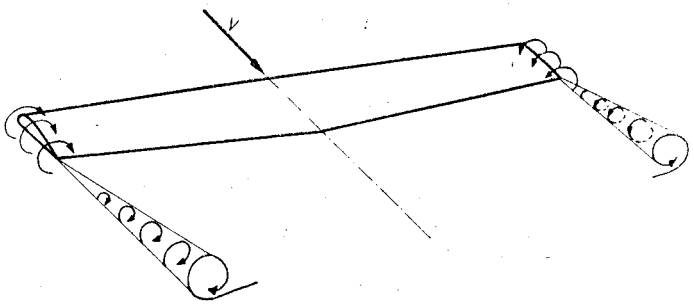
pływ powietrza (dodatkowa cyrkulacja) na końcach skrzydeł o kierunku jak na rys. 6.16. Powstaje dodatkowa składowa prędkości powietrza, skierowana wzdłuż rozpiętości skrzydła od końcówki skrzydła na górnej powierzchni do końcówki skrzydła w kierunku kadłuba, a na dolnej — od kadłuba do końcówki skrzydła.



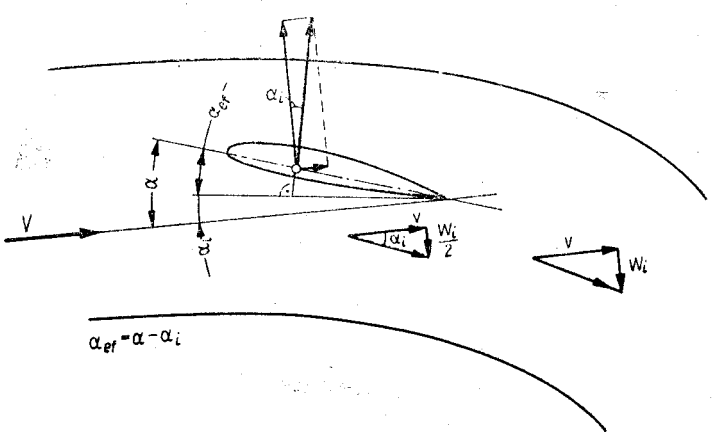
Rys. 6.16. Zawirowania wywoływane wyrównywaniem ciśnień na górnej i dolnej powierzchni skrzydła



Rys. 6.17. Kierunki prędkości na górnej i dolnej powierzchni skrzydła



Rys. 6.18. Zawirowania wywołujące opór indukowany skrzydła



Rys. 6.19. Odchylenie strug wywołane zawirowaniem

Wypadkowa prędkość powietrza na płacie będzie skośna, przy czym na górnej powierzchni skierowana jest od końcówek skrzydła do kadłuba, a na dolnej odwrotnie — od kadłuba w kierunku końcówki skrzydła (rys. 6.17). Stąd na krawędzi spływu skrzydła w każdym przekroju spotykają się strugi powietrza spływające w dwóch różnych kierunkach. W wyniku tego na krawędzi spływu wytwarzają się wiry, które są następnie znoszone przez powietrze. W praktyce te małe wiry na krawędzi spływu nie są trwałe, lecz formują dwa duże wiry w pobliżu końcówek skrzydeł (rys. 6.18). Te zawirowania są źródłem dodatkowego oporu, nazwanego oporem indukowanym. Głównym efektem występowania tych wirów jest pojawienie się na płacie i za nim składowej prędkości lotu skierowanej w dół, która powoduje odchylenie strugi powietrza o kąt α_i, przy czym widać z rys. 6.19, że:

$$\operatorname{tg} \alpha_i \approx \alpha_i = \frac{w_i}{v} \tag{6.4}$$

Odchylenie to zmienia się wzdłuż rozpiętości z przepływem i już w odległości za płatem równej jednej cięciwie osiąga swoją wartość określoną wzorem (6.4). Na skrzydle przyjmuje się średnie odchylenie strug jako równe:

$$\alpha_i' = \frac{\alpha_i}{2} = \frac{w_i}{2v}$$

Otóż to odchylenie strug powoduje:

1) zmniejszenie efektywnego kąta natarcia skrzydła $\alpha_{ef} = \alpha_\infty - \alpha_i$, co wpływa na wartość siły nośnej i oporu,
2) w przypadku szybowców o układzie konwencjonalnym daje składową pionową skierowaną w dół, działającą na usterzenie, co ma duży wpływ na stateczność i sterowność szybowca.

Opór indukowany na skrzydle istnieje tylko wtedy, gdy występuje siła nośna. Im siła nośna jest większa, tym większa różnica ciśnień występuje na dolnej i górnej powierzchni i większy jest opór indukowany. Ponadto opór indukowany zależy od wydłużenia skrzydła $\Lambda = \frac{b^2}{S}$ i kształtu obrysu skrzydła. Im wydłużenie skrzydła jest większe, tym opór indukowany jest mniejszy (co jest uzasadnione, bo przy wydłużeniu nieskończonym jest on równy zeru). Spośród płatów o tym samym wydłużeniu największy opór ma skrzydło o obrysie prostokątnym, a najmniejszy o obrysie eliptycznym, gdyż wtedy zawirowania na końcówkach skrzydeł są najmniejsze. Aerodynamika ustaliła następującą zależność na współczynnik oporu indukowanego c_{xi}:

$$c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \cdot \Lambda} k \tag{6.5}$$

która obejmuje zależność od parametrów omówionych powyżej. We wzorze tym współczynnik k wyraża zależność od obrysu skrzydła; dla obrysu eliptycznego $k = 1$, a dla innych obrysów jest zawsze większy od jedności.

Opór interferencyjny

Opór interferencyjny wynika z wzajemnego oddziaływania na siebie poszczególnych elementów szybowca, takich jak kadłub i skrzydło, czy kadłub i usterzenie itp. To wzajemne oddziaływanie polega na zakłóceniu na przykład opływu na skrzydle, spowodowanego obecnością kadłuba, lub występowaniu zawirowań wskutek złego ukształtowania przejść skrzydła w kadłub czy usterzenia w kadłub. W rezultacie, gdyby zmierzyć w tunelu aerodynamicznym opór samego skrzydła i samego kadłuba, a następnie opór całości, to okazałoby się, że opór zespołu skrzydło-kadłub jest większy od sumy oporów skrzydła i kadłuba mierzonych oddzielnie.

Opór szczelinowy

Niekorzystnym zjawiskiem będącym źródłem dodatkowego oporu jest obecność jakichkolwiek szczelin czy to na skrzydle (klapy i stery), czy na sterach. Powodują one przepływ powietrza pomiędzy dolną i górną powierzchnią nośną i są źródłem zawirowań, które są przyczyną występowania dodatkowego oporu. Ten rodzaj oporu nazwano oporem szczelinowym.

Siła oporu P_x

Podsumowując nasze rozważania na temat oporu występującego przy opływie powietrza dokoła ciała w nim umieszczonego można stwierdzić, że siła oporu na skrzydle wyraża się następującą zależnością:

$$P_x = \tfrac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_x$$

gdzie:

P_x — siła oporu [N],

ϱ — gęstość powietrza [kg/m^3],

S — powierzchnia skrzydeł [m^2],

v — prędkość lotu [m/s],

c_x — bezwymiarowy współczynnik oporu, zależny od geometrii, gładkości powierzchni i kąta natarcia skrzydła.

Ze wzoru widać, że im gęstość powietrza jest większa, tym większa jest siła oporu. Łatwo to zrozumieć, jeśli się przyjmie, że gęstość powietrza charakteryzuje liczba cząsteczek powietrza zawarta w 1 m^3 objętości. Przy ruchu skrzydła cząsteczki te stykając się z powierzchnią skrzydła przeciwstawiają się jego ruchowi. Im gęstość powietrza jest większa (tzn. im większa liczba cząsteczek zawarta jest w tej samej objętości), tym więcej cząsteczek zderza się ze skrzydłem i dlatego siła oporu jest większa i odwrotnie, gdy gęstość maleje, mniej cząsteczek uderza o skrzydło, a więc opór skrzydła maleje.

Podobnie można wytłumaczyć zależność siły oporu od kwadratu prędkości lotu szybowca. Jeśli prędkość lotu zwiększy się np. dwukrotnie, to w jednostce czasu szybowiec przeleci dwa razy większą odległość, czyli zderzy się z dwukrotnie większą liczbą cząsteczek powietrza, ale i siła zderzenia z tymi cząsteczkami też wzrośnie dwukrotnie, a więc opór powiększy się czterokrotnie (wzrośnie do kwadratu prędkości lotu).

Rozdział 7

CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE

7.1

ZALEŻNOŚĆ WSPÓŁCZYNNIKA SIŁY NOŚNEJ c_z I WSPÓŁCZYNNIKA SIŁY OPORU c_x OD KĄTA NATARCIA

Wartości siły nośnej P_z i siły oporu P_x zależą od bezwymiarowych współczynników c_z i c_x. Co to są te współczynniki i w jaki sposób można je określić dla danego profilu? Umieszczając model badanego ciała w tunelu aerodynamicznym na specjalnej wadze i dmuchając na ciało z określoną prędkością można zmierzyć siły aerodynamiczne P_z i P_x. Pomiary tych sił wykonuje się w szerokim zakresie kątów ustawienia ciała względem napływającego powietrza; w przypadku dmuchań profilu kąt ten jest kątem natarcia α.

Po zmierzeniu wartości siły nośnej P_z i siły oporu P_x oblicza się wartości współczynników c_z i c_x z następujących przekształconych wzorów:

$$c_z = \frac{P_z}{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2}; \quad c_x = \frac{P_x}{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2} \tag{7.1}$$

Wszystkie wartości do obliczenia tych współczynników są dane, a mianowicie:

P_z i P_x — siły: nośna i oporu zmierzone w tunelu,

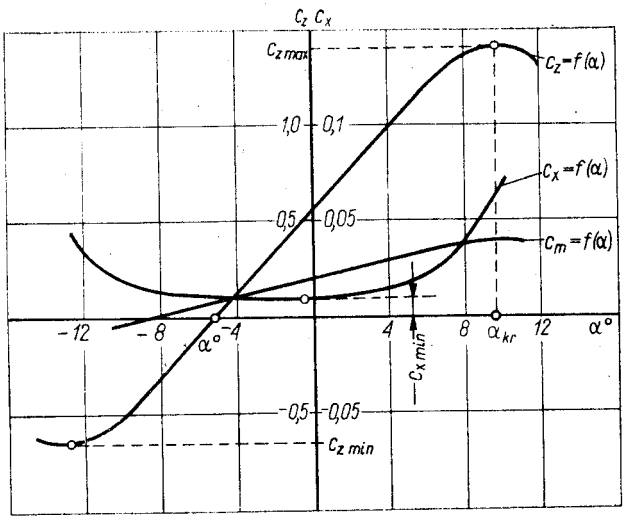
S — powierzchnia odmuchiwanego ciała; można ją zmierzyć,

ϱ — gęstość powietrza,

v — prędkość dmuchanego powietrza.

Zależność współczynnika c_z i c_x od kąta natarcia przedstawia się zazwyczaj na wspólnym wykresie (rys. 7.1), na którym na osi poziomej odmierza się kąty natarcia w stopniach, a na osi pionowej wartości c_z i c_x. Z uwagi na to, że wartości liczbowe c_z są znacznie większe od c_x, stosuje się różne skale dla c_z i c_x. Na wykresie na rys. 7.1 skala dla współczynnika c_x jest dziesięciokrotnie większa niż dla c_z.

Zależności c_z i c_x od kąta natarcia dla każdego typu profilu różnią się między sobą. Z wykresu widać, że zależność współczynnika siły nośnej c_z od kąta natarcia w dużym zakresie kątów natarcia wyznacza linia prosta i że wartość c_z rośnie wraz z kątem natarcia aż do wartości oznaczonej jako $c_{z\,max}$, która odpowiada krytycznemu kątowi natarcia α_{kr}. Począwszy od tej wartości kąta współczynnik c_z maleje — związane jest to z oderwaniem strug na skrzydle. Punkt wykresu, w którym c_z jest równy zeru, odpowiada kątowi natarcia zerowej siły nośnej α_0, natomiast $c_{z\,min}$ odpowiada ujemnemu kątowi natarcia $(-\alpha_{kr})$. Współczynnik oporu c_x ma naj-



Rys. 7.1. Zależność współczynników c_z i c_x od kąta natarcia

mniejszą wartość oznaczoną jako $c_{x\,min}$ dla kąta natarcia bliskiego zeru, natomiast gdy kąt natarcia osiąga wartości większe, zarówno dodatnie, jak i ujemne, współczynnik ten wzrasta.

7.2

BIEGUNOWA PROFILU

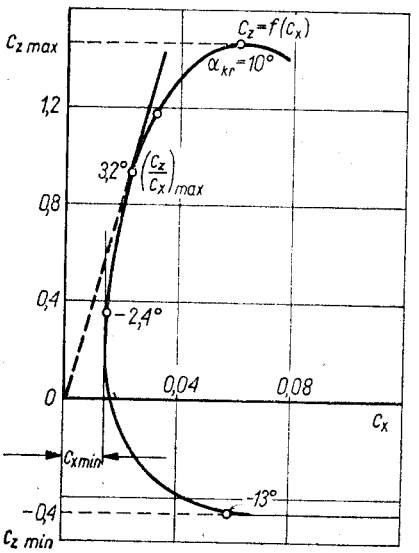
Często omawiane zależności przedstawia się w postaci jednej krzywej $c_z = f(c_x)$, zwanej biegunową profilu. Biegunową profilu otrzymuje się z poprzednich dwóch wykresów w następujący sposób: na osi poziomej umieszcza się wartości współczynnika c_x, a na pionowej współczynnika c_z. Z wykresów na rys. 7.1 dla każdego kąta natarcia odczytuje się wartości c_z i c_x i odmierza je na osiach obrazujących odpowiednio współczynniki c_z i c_x. Otrzymana krzywa jest właśnie biegunową profilu. Na biegunowej tej zaznacza się w każdym z naniesionych punktów wartość odpowiadającego mu kąta natarcia (rys. 7.2).

Na biegunowej profilu łatwo można znaleźć następujące punkty charakteryzujące profil:

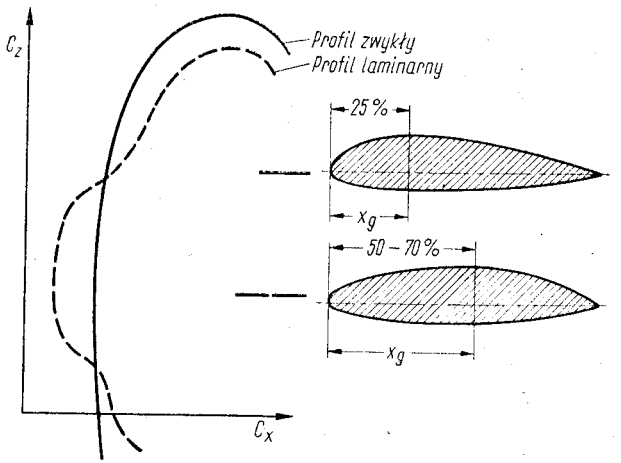
1) największą wartość współczynnika siły nośnej $c_{z\,max}$ i odpowiadający mu α_{kr}, który odczytuje się wprost na biegunowej; $c_{z\,max}$ można znaleźć prowadząc równoległą do osi x-ów styczną do biegunowej — punkt styczności określa $c_{z\,max}$;
2) najmniejszą wartość współczynnika oporu $c_{x\,min}$ i odpowiadający mu kąt natarcia α — przez wystawienie równoległej do osi y, stycznej do biegunowej — punkt styczności określa $c_{x\,min}$;

3) największą doskonałość profilu, czyli największy stosunek współczynnika siły nośnej do współczynnika oporu $\left(\frac{c_z}{c_x}\right)_{max}$, prowadząc styczną do biegunowej przechodzącą przez początek układu współrzędnych — punkt styczności określa $\left(\frac{c_z}{c_x}\right)_{max}$ (rys. 7.2).

Jak już wspomniano, profile laminarne mają mniejszy opór tarcia niż profile klasyczne. Na rys. 7.3 pokazano biegunową takiego profilu lami-

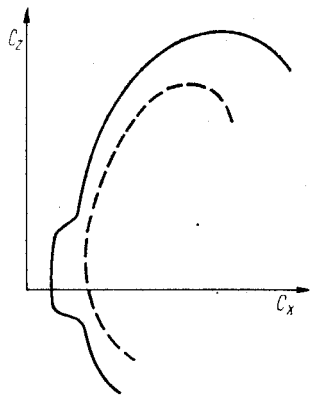


Rys. 7.2. Biegunowa profilu



Rys. 7.3. Biegunowa profilu zwykłego i laminarnego

narnego, a dla porównania umieszczono obok biegunową profilu klasycznego. Porównując te dwie krzywe można stwierdzić, że profil laminarny ma mniejszy współczynnik oporu, lecz tylko w małym zakresie kątów natarcia (charakterystyczna wypukłość biegunowej), natomiast przy dużych kątach natarcia opór profilu laminarnego jest nawet większy niż profilu zwykłego. Spowodowane to jest łatwiejszym odrywaniem strug przy prze-



Rys. 7.4. Wpływ szorstkości powierzchni skrzydła laminarnego na biegunową profilu

pływie laminarnym w warstwie przyściennej dla dużych kątów natarcia. Ponadto powierzchnia skrzydła z profilem laminarnym powinna być bardzo gładka. Wszelkie nierówności i chropowatości powodują turbulencję w warstwie przyściennej, a w wyniku wzrost współczynnika oporu c_x i spadek współczynnika c_z. Na rys. 7.4 pokazano wpływ szorstkości powierzchni skrzydła laminarnego na biegunową profilu.

7.3

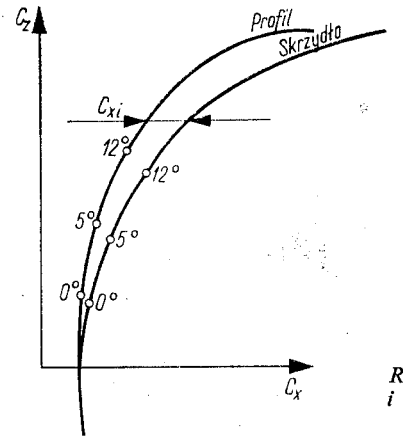
BIEGUNOWA SZYBOWCA

Charakterystyki aerodynamiczne można sporządzić nie tylko dla profilów, ale również dla skrzydła szybowca o skończonym wydłużeniu, jak również dla całego szybowca. Opór skrzydła o skończonym wydłużeniu składa się z oporu profilowego, zależnego od kształtu i stanu powierzchni profilu, oraz z oporu indukowanego $c_{x\,\mathrm{skrz}} = c_{xp} + c_{xi}$, gdzie

$$c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \cdot \Lambda} k$$

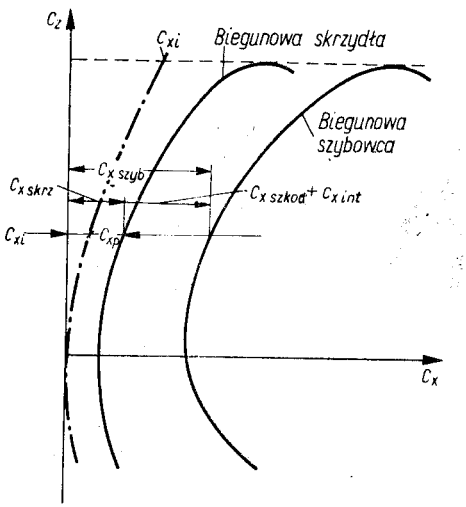
Biegunowa skrzydła różni się więc od biegunowej profilu tym, że współczynnik oporu powiększony jest o współczynnik oporu indukowanego. Na

rys. 7.5 pokazano biegunową profilu i biegunową skrzydła i zaznaczono odpowiednie składowe współczynników oporu. Na rysunkach tych zaznaczono kąty natarcia. Efektywny kąt natarcia na skrzydle zmniejsza się wskutek istnienia odchylenia strug za płatem pochodzącego od dodatkowej cyrkulacji wirów.



Rys. 7.5. Biegunowa profilu i skrzydła

Biegunową szybowca jest wykres $c_z = f(c_x)$ dla całego szybowca. Współczynnik siły nośnej całego szybowca jest w przybliżeniu taki sam jak dla skrzydła, gdyż pozostałe elementy szybowca nie odgrywają większej roli, jeśli chodzi o wytwarzanie siły nośnej. Istotna różnica tkwi we współczynniku siły oporu c_x. Całkowity opór szybowca oprócz skrzydła obejmuje



Rys. 7.6. Biegunowa szybowca

opór kadłuba, usterzeń, podwozia, hamulców aerodynamicznych oraz pozostałych elementów — opór ten nazywany jest oporem szkodliwym, a jego współczynnik $c_{x\text{szkodl}}$.

Ponadto występuje jeszcze opór interferencji — jego współczynnik $c_{x\,\text{int}}$ i opór szczelinowy $c_{x\text{szczel}}$. Biegunowa całego szybowca różni się tym od biegunowej skrzydła, że jej współczynnik oporu jest sumą współczynników: oporu skrzydła, oporu szkodliwego, oporu interferencyjnego i oporu szczelinowego. Na rys. 7.6 przedstawiono biegunową całego szybowca oraz biegunową skrzydła i profilu i zaznaczono na nich poszczególne składowe współczynników oporu oraz naniesiono charakterystyczne punkty omówione wcześniej, mówiące o własnościach aerodynamicznych szybowca.

Rozdział 8

USTERZENIA I URZĄDZENIA AERODYNAMICZNE SZYBOWCÓW

8.1

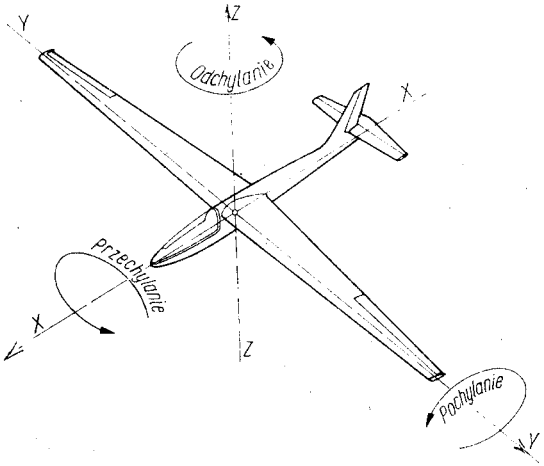
DZIAŁANIE USTERZENIA WYSOKOŚCI

Szybowiec podczas poruszania się w powietrzu może obracać się dokoła trzech osi, podłużnej x–x, poprzecznej y–y i pionowej z–z (rys. 8.1).

Obracając się dokoła osi poprzecznej y–y szybowiec zmienia kąt pochylenia kadłuba względem ziemi; kąt ten jest jednocześnie kątem planowania szybowca względem linii horyzontu. Obrót wokół osi podłużnej x–x powoduje przechylenie szybowca na skrzydło, a obrót wokół osi pionowej z–z powoduje zmianę kierunku lotu. Aby szybowiec mógł realizować obroty wokół trzech osi, wyposażono go w trzy następujące usterzenia:

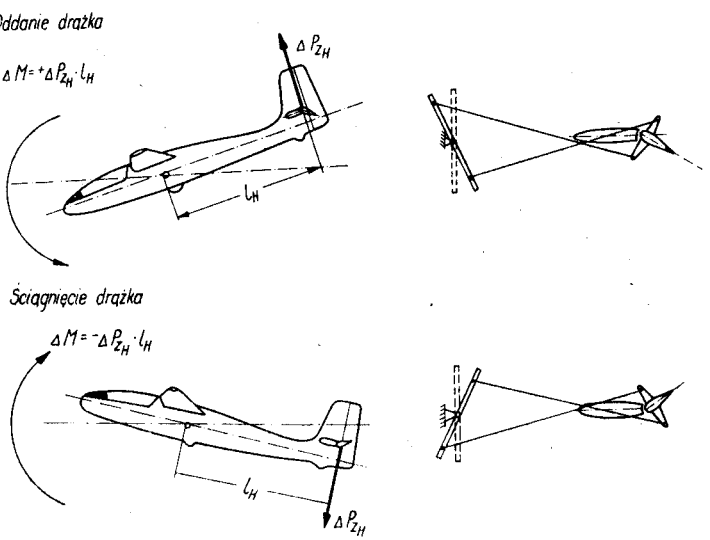
1) usterzenie wysokości, powodujące obrót wokół osi poprzecznej y–y,
2) lotki, umożliwiające przechylenie szybowca wokół osi podłużnej x–x,
3) usterzenie kierunku, umożliwiające odchylenie szybowca wokół osi pionowej z–z.

Aby w czasie lotu utrzymać równowagę szybowca wokół tych trzech osi, należy jednocześnie we właściwy sposób wychylać wszystkie trzy stery. Usterzenie wysokości składa się ze statecznika i steru. Statecznik jest najczęściej sztywno zamocowany do tylnej części kadłuba i nie zmienia swego położenia względem kadłuba w czasie lotu. Ster jest zamocowany obrotowo do statecznika i pilot wychylając drążek sterowy „na siebie" i „od siebie" powoduje wychylenie steru do góry i do dołu. Gdy ster jest nie wychylony, to tworzy ze statecznikiem profil symetryczny. Wychylając



Rys. 8.1. Obrót szybowca wokół trzech osi

ster do dołu zwiększamy wysklepienie profilu, a przy wychyleniu do góry zmniejszamy to wysklepienie, a nawet przechodzimy na wysklepienie ujemne. Dodatnie wysklepienie profilu daje zwiększenie siły nośnej, a ujemne zmniejszenie siły nośnej. Wychylenie przez pilota drążka sterowego od siebie, czyli „oddanie drążka", powoduje przyrost siły nośnej na usterzeniu o wartość ΔP_H do góry. Siła ta względem środka ciężkości szybowca daje moment pochylający szybowiec na nos o wartości $\Delta M = \Delta P_H \cdot l_H$. Powoduje to zmniejszenie kąta natarcia skrzydła, a więc zwiększenie prędkości lotu. Wychylenie drążka na siebie, tzw. „ściągnięcie drążka",



Rys. 8.2. Działanie steru wysokości szybowca

powoduje wychylenie steru wysokości do góry, zmniejszenie siły nośnej na usterzeniu o wielkość ΔP_H do dołu. Względem środka ciężkości szybowca powstaje moment $\Delta M = -\Delta P_H \cdot l_H$, zadzierający nos szybowca. Powoduje to zwiększenie kąta natarcia skrzydeł, a więc zmniejszenie prędkości lotu. Działanie steru wysokości zilustrowano na rys. 8.2.

Przekrojem poprzecznym usterzenia wysokości jest przeważnie profil symetryczny. Siła nośna na usterzeniu wyraża się analogicznym wzorem jak na skrzydle:

$$P_{zH} = \tfrac{1}{2} \varrho \cdot S_H \cdot v_H^2 \cdot c_{zH} \tag{8.1}$$

gdzie:

H — oznacza, że wielkości, odnoszą się do usterzenia poziomego (horyzontalnego),

P_{zH} — siła nośna na usterzeniu wysokości,

S_H — powierzchnia usterzenia wysokości: statecznika i steru łącznie,

v_H — prędkość na usterzeniu wysokości,

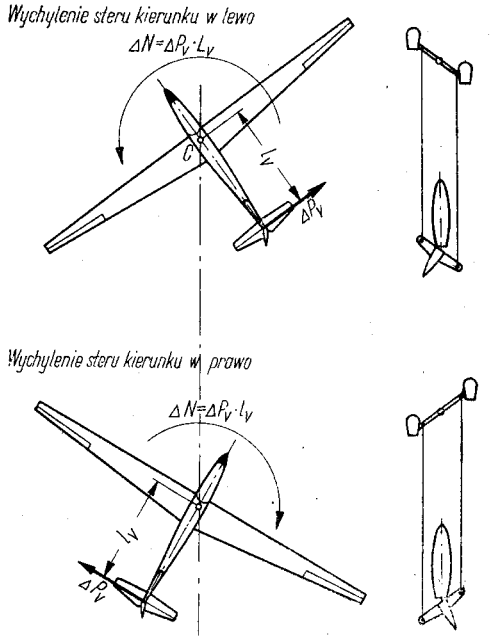
c_{zH} — bezwymiarowy współczynnik siły nośnej usterzenia wysokości.

8.2 DZIAŁANIE USTERZENIA KIERUNKU

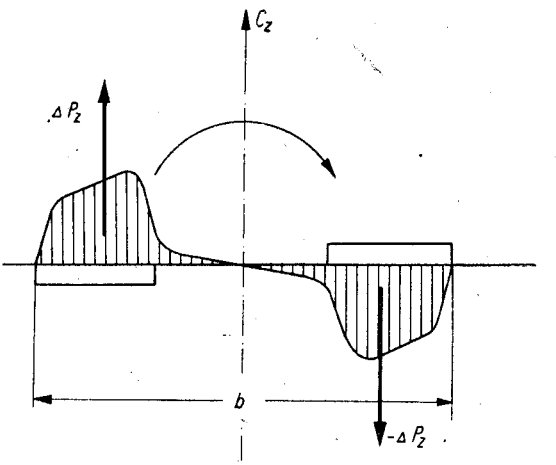
Usterzenie kierunku składa się również z nieruchomego statecznika i obrotowo na nim zamocowanego steru. Statecznik kierunku stanowi najczęściej jedną całość z kadłubem szybowca. Pilot wychyla ster kierunku za pomocą pedałów, osadzonych na dźwigni. Wciśnięcie lewego pedału powoduje wychylenie steru kierunkowego w lewo. Na usterzeniu kierunku powstaje siła ΔP_v, która względem środka ciężkości szybowca daje moment o wartości $\Delta N = \Delta P_v \cdot l_v$, odchylający szybowiec w lewo od poprzedniego kierunku. Podobnie wepchnięcie prawego pedału wychyla ster kierunku w prawo i wytwarza moment odchylający szybowiec w prawo (rys. 8.3).

8.3 DZIAŁANIE LOTEK

Lotki szybowca umieszczone są na zewnętrznej części skrzydeł przy krawędzi spływu. Są one obrotowo zamocowane do tylnej części skrzydła. Połączone są drążkiem sterowym znajdującym się w kabinie pilota w ten sposób, że wychylenie drążka sterowego w lewo powoduje wychylenie do góry lotki na lewym skrzydle, a do dołu lotki na skrzydle prawym. Lotka wychylona w dół wysklepia profil, a więc powoduje zwiększenie siły nośnej na prawym skrzydle o wartość ΔP_z, lotka wychylona do góry zmniejsza wysklepienie profilu, zmniejsza siłę nośną na lewym skrzydle o wartość ΔP_z. Siły te dają moment przechylający szybowiec na lewe skrzydło. Na



Rys. 8.3. Działanie steru kierunku szybowca



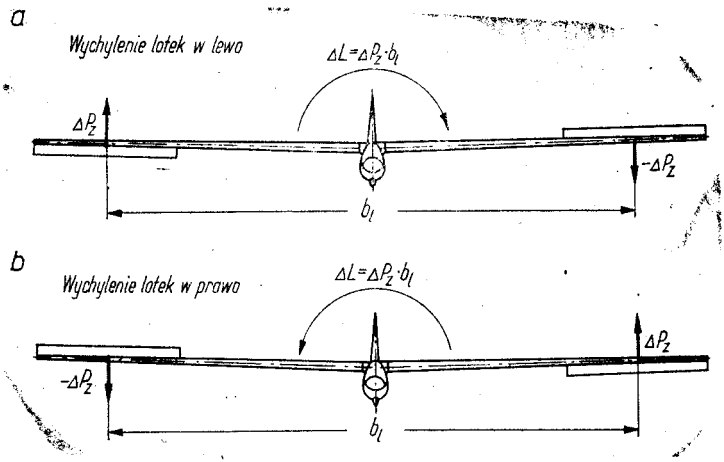
Rys. 8.4. Przyrost współczynnika siły nośnej spowodowany wychyleniem lotek

rys. 8.4 pokazano przyrost współczynnika siły nośnej spowodowany wychyleniem lotek w stosunku do lotek niewychylonych, dający odpowiedni przyrost siły nośnej. Oczywiście, przy wychyleniu drążka sterowego w prawo, prawa lotka wychyla się w górę, a lewa w dół i w rezultacie powstaje moment przechylający szybowiec na prawe skrzydło. Wychylenie lotek daje

więc moment przechylający szybowiec w tę samą stronę co wychylenie drążka sterowego (rys. 8.5*a,b*).

Jeżeli obydwie lotki wychylają się o jednakowy kąt, jedna w górę, a druga w dół, to oprócz omówionego wyżej momentu przechylającego powstaje jeszcze dodatkowy moment niezamierzony, powodujący odchylenie szybowca wokół osi pionowej, czyli moment kierunkowy. Skąd się on bierze?

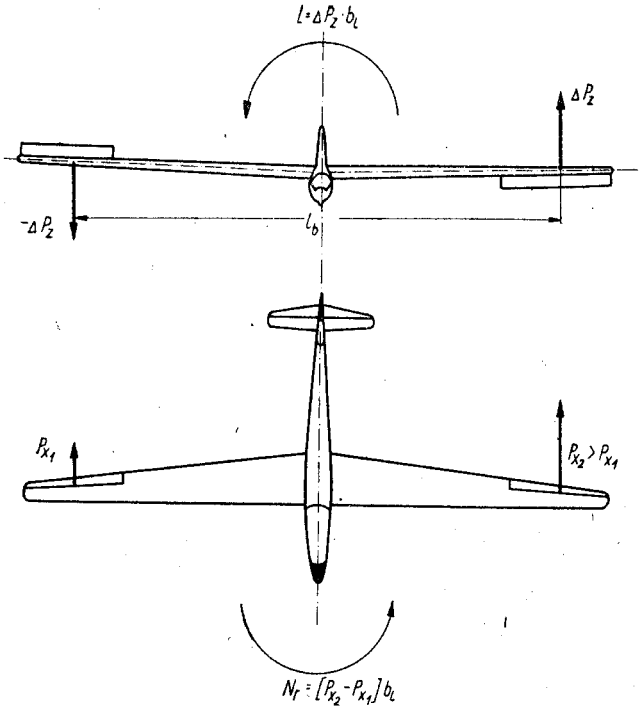
Okazuje się, że opór kształtu profilu niesymetrycznego jest większy, gdy wysklepienie profilu jest dodatnie niż wtedy, gdy jest ono ujemne. Oznacza to, że lotka wychylona do dołu daje większy opór skrzydła niż o ten sam kąt wychylona lotka do góry na skrzydle przeciwnym. Ponadto na



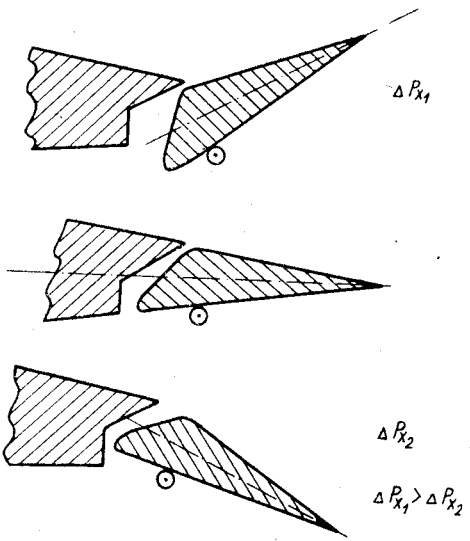
Rys. 8.5. Działanie lotek szybowca

skrzydle z lotką wychyloną do dołu siła nośna wzrasta — daje to również na tym skrzydle wzrost oporu indukowanego zależnego od siły nośnej. Oznacza to, że skrzydło idące do góry z lotką wychyloną w dół ma większy opór niż skrzydło przeciwne. Powoduje to powstanie momentu kierunkowego odchylającego szybowiec w stronę przeciwną do przechylenia (rys. 8.6). Nazwano go momentem oporowym lotek i oznaczono na rysunku przez N_r.

Jest to moment bardzo niekorzystny, gdyż na przykład przy wykonywaniu zakrętu przeciwdziała on wprowadzeniu szybowca w zakręt. Aby zlikwidować ten niekorzystny moment, z reguły na szybowcach stosuje się tzw. różnicowe wychylenie lotek, tzn. tak konstruuje się układ sterowania lotkami, aby lotka idąca w dół wychylała się o mniejszy kąt niż lotka idąca do góry. Ponadto często stosuje się lotkę typu Fryzego, tak ukształtowaną, że przy wychyleniu lotki do góry nosek profilu wychodzi poza obrys płata, czyli daje duży opór, a po wychyleniu lotki w dół nos profilu nie wystaje poza obrys — dając zmniejszony opór — rys. 8.7. Zapewnia to jednakowe opory na obydwu skrzydłach i nie wywołuje odchylenia kierunkowego.



Rys. 8.6. Moment oporowy lotek



Rys. 8.7. Lotka typu „Fryze"

Pilot wychylając poszczególne stery szybowca zmienia siły aerodynamiczne działające na te stery. Siły te względem osi zawiasów steru tworzą tzw. momenty zawiasowe. Dla przykładu na rys. 8.8 zilustrowano moment zawiasowy steru wysokości.

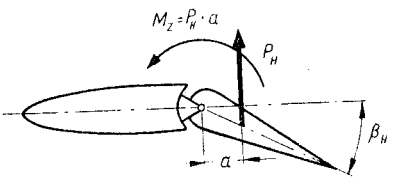
$$M_z = P_H \cdot a \tag{8.2}$$

gdzie:

P_H — siła na sterze po wychyleniu steru o kąt β_H,

a — odległość siły nośnej na sterze od osi zawiasów.

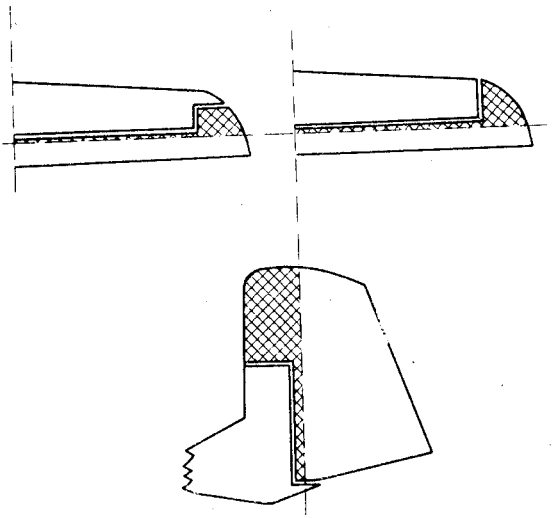
Taki moment zawiasowy musi pokonać pilot wychylając drążek sterowy. Siły aerodynamiczne działające na stery zależą od wielkości powierzchni steru, od kwadratu prędkości lotu oraz od kąta wychylenia steru. Jeśli te



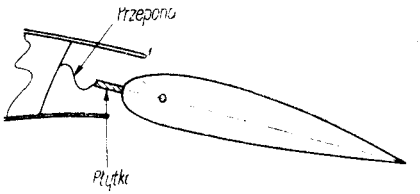
Rys. 8.8. Moment zawiasowy steru wysokości

parametry mają duże wartości, to siły aerodynamiczne, a więc i moment zawiasowy są duże. Sterowanie szybowca podczas długotrwałego lotu byłoby w takim przypadku bardzo męczące dla pilota, gdyż musiałby on wywierać na stery duże siły. Zmniejszenie sił wywieranych przez pilota na stery można uzyskać jedynie przez zmniejszenie momentu zawiasowego. Osiąga się to przez tzw. kompensację lub wyważenie aerodynamiczne na powierzchniach sterów lub przez stosowanie tzw. klapek odciążających i wyważających. Wyważenie aerodynamiczne polega na wysunięciu do przodu przed oś obrotu końcowej, brzegowej powierzchni steru (rys. 8.9) lub na wysunięciu przed oś obrotu części przedniej powierzchni steru wzdłuż całej rozpiętości steru.

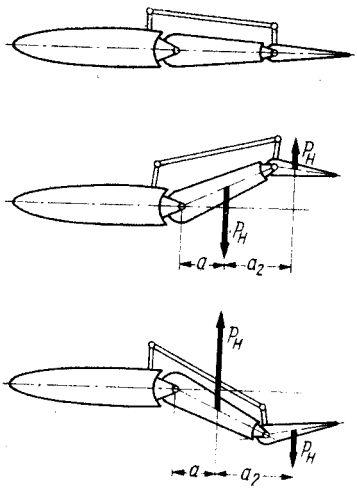
Przez wysunięcie przed oś obrotu części powierzchni sterów zmniejsza się moment zawiasowy sterów, gdyż siła aerodynamiczna działająca na te powierzchnie wysunięte do przodu daje moment przeciwny względem osi obrotu, przez co zmniejsza moment zawiasowy. Wyważenie aerodynamiczne innego typu pokazano na rys. 8.10. Na nosku steru umieszcza się płytę połączoną nieprzepuszczającą powietrza przeponą ze skrzydłem lub statecznikiem. Na górnej powierzchni płytki występuje więc podciśnienie, a na dolnej nadciśnienie, co daje na wystającej płytce wypadkową siłę skierowaną do góry; siła ta z kolei daje względem osi zawiasów moment odciążający.



Rys. 8.9. Wyważenie aerodynamiczne sterów



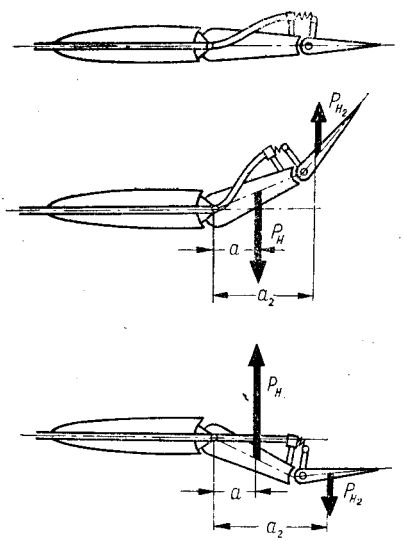
Rys. 8.10. Wyważenie z przeponą



Rys. 8.11. Działanie klapki odciążającej — flettner

Stery można odciążyć także przez zastosowanie tzw. klapki odciążającej (flettner) lub klapki wyważającej (trymer).

Na rys. 8.11 pokazano położenie klapki odciążającej w przypadku steru niewychylonego, przy sterze wychylonym do góry i przy sterze wychylonym do dołu. Klapkę odciążającą umieszcza się na krawędzi spływu steru, jest ona na stałe połączona za pomocą popychacza z nieruchomym statecznikiem przy sterze wysokości i kierunku lub ze skrzydłem w przypadku lotki. Wychylenie steru do góry powoduje wychylenie klapki (wskutek mechanizmu łączącego) w dół i odwrotnie. Moment siły aerodynamicznej działającej na klapkę względem osi obrotu steru ma kierunek przeciwny niż moment siły działającej na pozostałą powierzchnię steru, a więc powoduje zmniejszenie momentu zawiasowego steru.



Rys. 8.12. Działanie klapki wyważającej — trymer

Pomimo że wyglądem klapka wyważająca przypomina klapkę odciążającą, to zasada jej działania jest z założenia inna. Otóż wychylenia tej klapki są sterowane przez pilota za pośrednictwem cięgna tak, że pilot może wychylać ster i klapkę za pomocą odrębnych urządzeń. Za pomocą tej klapki pilot może albo częściowo, albo całkowicie zrównoważyć siłę, którą wywiera na drążek sterowy. Na rys. 8.12 pokazano działanie tej klapki przy wychyleniu steru szybowca do góry i do dołu. Jeżeli pilot nie chce mieć żadnych sił na drążku sterowym przy pewnej prędkości lotu (określonej przez dane wychylenie steru), to wychyla trymer o tyle do góry, aby moment siły P_{H2}, jaką daje klapka względem osi zawiasów $M_2 = P_{H2} \cdot a_2$, był równy momentowi zawiasowemu steru $M_z = P_H \cdot a$. Na szybowcach stosuje się z reguły klapki wyważające typu trymer, znacznie ułatwiające pilotowanie.

8.5

URZĄDZENIA POWIĘKSZAJĄCE SIŁĘ NOŚNĄ

Dążenie do ciągłego zwiększania prędkości lotu zarówno samolotów, jak i szybowców doprowadziło do stosowania coraz cieńszych profilów skrzydeł oraz do coraz większych obciążeń powierzchni skrzydeł Q/S. Profile cienkie odznaczają się wprawdzie małym oporem, ale są jednocześnie mało nośne, ich współczynniki c_z są mniejsze niż w profilach grubszych silnie wysklepionych, a maksymalny współczynnik siły nośnej $c_{z\,max}$ ma znacznie mniejszą wartość.

W szybownictwie wprawdzie zależy na dużych prędkościach przelotowych, lecz z drugiej strony szybowiec musi mieć możliwość latania na małych prędkościach podczas krążenia i lądowania. Wiadomo, że promień krążenia zależy od prędkości i aby uzyskać większe wznoszenie, należy krążyć z mniejszą prędkością. Również chcąc wykorzystać małe obszary wznoszeń (małe kominy) należy krążyć z małym promieniem krążenia, a więc na małej prędkości. W czasie lądowania zależy nam również na małej prędkości zarówno ze względu na bezpieczeństwo, jak i na skrócenie dobiegu. Prędkość w locie poziomym, podczas którego siła nośna równoważy ciężar, można obliczyć ze wzoru

$$P_z = Q = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z$$

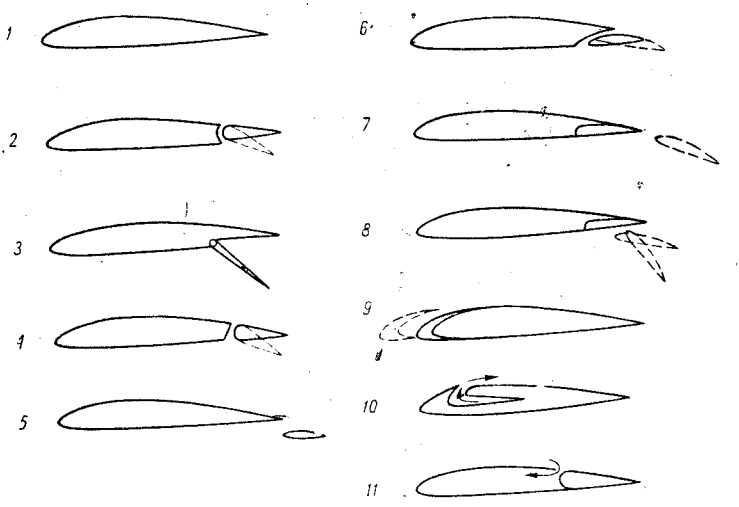
stąd:

$$v = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho S \cdot c_z}} \quad \text{i} \quad v_{min} = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho S \cdot c_{z\,max}}} \tag{8.3}$$

Prędkość lądowania różni się bardzo niewiele od prędkości minimalnej, a więc zależy również od $c_{z\,max}$. Maksymalny współczynnik siły nośnej stosowanych w skrzydłach samolotów i szybowców profili ($c_{z\,max}$) wynosi 1,2÷1,5; jest on niewystarczający do uzyskania małej prędkości lotu. Problem ten rozwiązano przez zastosowanie na skrzydłach urządzeń dodatkowych, które umożliwiają zwiększenie współczynnika $c_{z\,max}$, gdy jest to potrzebne (w celu uzyskania małych prędkości lotu) i które można wyłączyć w czasie lotu z dużą prędkością.

Urządzenia zwiększające siłę nośną opierają się na następujących zasadach:
— zmiana geometrii profilu skrzydła na bardziej wysklepiony, a więc bardziej nośny,
— zwiększenie powierzchni skrzydeł,
— przeciwdziałanie oderwaniu strug powietrza przez sterowanie warstwą przyścienną na profilu.

Na skrzydle można zastosować kilka takich urządzeń jednocześnie. Do najczęściej spotykanych urządzeń zwiększających siłę nośną należą: klapy zwykłe, szczelinowe lub krokodylowe, sloty, inaczej zwane skrzelami, oraz klapy wysuwane, tzw. poszerzane (fowlery). Klapy są to wychylane lub wysuwane części skrzydła umieszczone przy jego krawędzi spływu najczęściej w części wewnętrznej skrzydła. Na rys. 8.13 pokazano przekrój skrzydła z następującymi typami klap oraz slotów:



Rys. 8.13. Urządzenia zwiększające siłę nośną

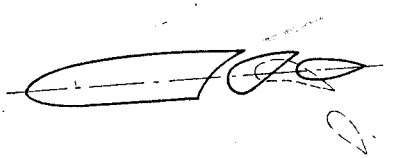
1) skrzydło bez żadnych urządzeń,
2) klapa zwykła — klapa ta wychyla się do dołu, przez co wysklepia profil skrzydła, a więc zwiększa wartość $c_{z\,max}$,
3) klapa krokodylowa — wykonana jest jako część dolnej powierzchni skrzydła w pobliżu krawędzi spływu; zwiększa ona nieco bardziej współczynnik c_z niż klapa zwykła, lecz zwiększa znacznie także współczynnik oporu c_x, co jest bardzo korzystne przy lądowaniu,
4) klapa szczelinowa — nie tylko zwiększa wysklepienie profilu skrzydła, lecz przy jej wychyleniu powstaje między tą klapą a skrzydłem specjalnie ukształtowana szczelina, przez którą na grzbiet klapy przepływa z dużą prędkością powietrze, które zapobiega oderwaniu strug; $c_{z\,max}$ takiej klapy znacznie większy niż klapy zwykłej,
5) klapa szczelinowa podwieszona — leży całkowicie poza obrysem skrzydła,
6) klapa przesuwana — tylna dolna część skrzydła wykonana jako klapa przesuwa się do tyłu, powiększając wielkość powierzchni nośnej skrzydła, co zmniejsza prędkość (p. wzór na v_{min}),
7) klapa przesuwno-obrotowa — klapa ta nie tylko przesuwa się do tyłu, lecz również wychyla się do dołu. Zwiększa więc powierzchnię skrzydła i jednocześnie wysklepia profil,
8) klapa będąca połączeniem klapy 5 i 7 — nie tylko zwiększa powierzchnię skrzydła i wysklepia profil, lecz także opóźnia oderwanie strug przez specjalnie ukształtowaną szczelinę,
9) sloty — wykonane są w postaci dodatkowego profilu, który stanowi przednią część skrzydła i przylega ściśle do niego; mogą wysuwać się do przodu (rys. 8. 13,9 linia przerywana); po wysunięciu slotów między slotami a skrzydłem powstaje odpowiednio ukształtowana szczelina, powietrze przepływające zwiększa tam swą prędkość i przesuwa

punkt oderwania strug do tyłu profilu, przez co oderwanie strug następuje na większych kątach natarcia.

Pozostałe urządzenia oparte są tylko na sterowaniu warstwą przyścienną bez zmiany geometrii skrzydeł, a mianowicie:

10) zdmuchiwanie powietrza ze skrzydła przez wąskie szczeliny wykonane na górnej powierzchni skrzydła; powoduje to zwiększenie prędkości strug powietrza na skrzydle, a więc — podobnie jak przy slotach — przesunięcie punktu oderwania strug do tyłu, czyli na większe kąty natarcia (niekiedy oderwanie może wcale nie nastąpić); metoda bardzo skuteczna,
11) zasysanie powietrza do wewnątrz skrzydła również w celu zwiększenia prędkości opływu na płacie — działanie podobne jak urządzenia opisanego w p. 10.

Oczywiście, stosując różne kombinacje klap w połączeniu ze slotami można uzyskać bardzo duże zwiększenie współczynnika $c_{z\,max}$. Może to być np. klapa dwuszczelinowa (rys. 8.14) lub klapa dwuszczelinowa ze slotem itp.

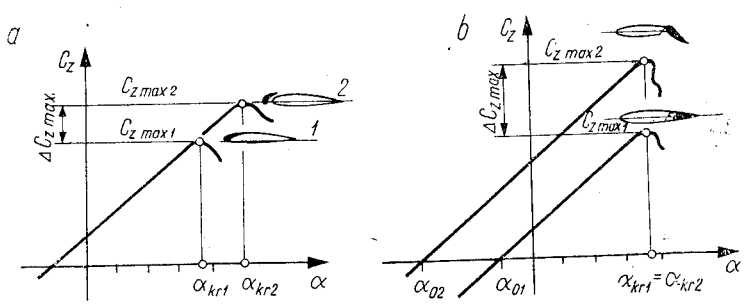


Ryś. 8.14. Klapa dwuszczelinowa

Wpływ slotów i klap na zmianę współczynnika $c_{z\,max}$ i α_{kr} pokazano na rys. 8.15*a,b*; po wysunięciu slotu zwiększa się $c_{z\,max}$, a krytyczny kąt natarcia α_{kr} przesuwa się na większe wartości.

Wychylenie klapy zwiększa natomiast $c_{z\,max}$, nie zmieniając położenia krytycznego kąta natarcia. Zwiększa się również zakres kątów natarcia, dla których zachowany jest przepływ bez oderwania. Dla skrzydła bez wychylonej klapy zakres ten mieści się w zakresie od α_{01} do α_{kr}, a po wychyleniu klapy — w zakresie od α_{02} do α_{kr}.

Najprostsze spośród wymienionych tu urządzeń są wszelkiego rodzaju



Rys. 8.15. Wpływ slotów i klap na $c_{z\,max}$ i α_{kr}

klapy, gdyż sloty zwiększając znacznie krytyczny kąt natarcia wymagają zastosowania wysokiego podwozia ze względu na lądowanie na 3 punkty, natomiast wszelkie poszerzacze są trudne konstrukcyjnie do rozwiązania. Dlatego w szybowcach najczęściej są stosowane klapy szczelinowe, które są optymalnym rozwiązaniem tych urządzeń.

Rozdział 9

METODY DOŚWIADCZALNE W AERODYNAMICE

9.1 TUNELE AERODYNAMICZNE

Wiadomo, że siła nośna P_z i siła oporu P_x wyrażają się następującymi wzorami:

$$P_z = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z$$
$$P_x = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_x \qquad (9.1)$$

Wielkości takie, jak gęstość powietrza ϱ, powierzchnię skrzydeł S oraz prędkość lotu v można łatwo określić dla danych warunków lotu. Jedynie wartości współczynników sił aerodynamicznych c_z i c_x są niemożliwe do określenia w sposób prosty, bez przeprowadzenia dodatkowych badań i zastosowania specjalnych urządzeń. Otóż współczynniki te określa się w sposób doświadczalny w specjalnie do tego celu budowanych tunelach aerodynamicznych. Tunele są to specjalnie ukształtowane kanały, w których za pośrednictwem wentylatorów uruchamianych silnikami wytwarzany jest strumień powietrza. W strumieniu powietrza umieszcza się na specjalnej wadze model badanego skrzydła czy całego samolotu i mierzy się wartości siły nośnej P_z i siły oporu P_x. Mając wartości sił można obliczyć współczynniki c_z i c_x:

$$c_z = \frac{2P_z}{\varrho \cdot S \cdot v^2}$$
$$c_x = \frac{2P_x}{\varrho \cdot S \cdot v^2} \qquad (9.2)$$

gdzie:

v — prędkość przepływającego powietrza w tunelu [m/s],
ϱ — gęstość przepływającego powietrza w tunelu [kg/m^3],
S — powierzchnia skrzydeł badanego modelu [m^2].

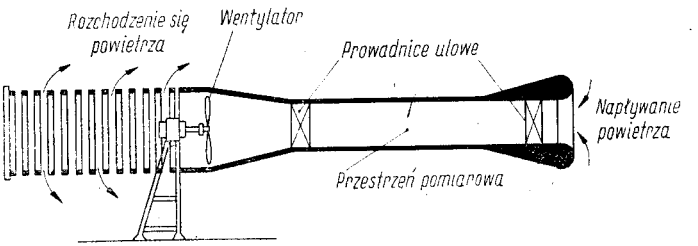
W ciągu ostatnich lat badania doświadczalne w tunelach aerodynamicznych bardzo się rozpowszechniły, a technika i metodyka pomiarów rozwinęły

się. Zaczęto budować tunele aerodynamiczne o dużych przestrzeniach pomiarowych, w których można badać nawet samoloty i szybowce w naturalnej wielkości. W tunelach można uzyskać bardzo duży zakres prędkości — od poddźwiękowych do naddźwiękowych. Zarówno tunele poddźwiękowe, jak i naddźwiękowe mogą być budowane jako tunele ciągłego lub nieciągłego działania.

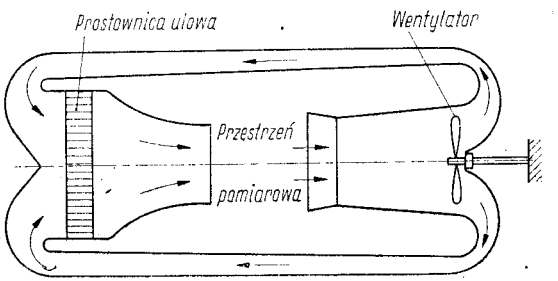
Buduje się obecnie dwa rodzaje tuneli aerodynamicznych:

— tunele przelotowe (otwarte),

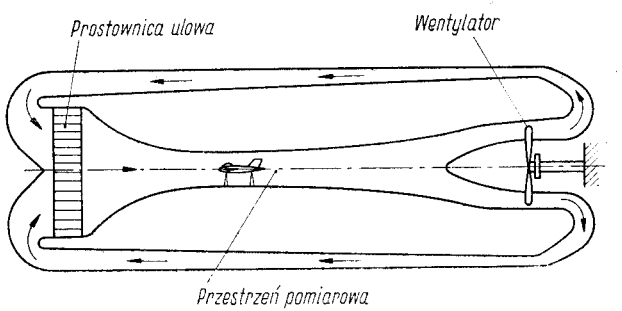
— tunele o zamkniętym obiegu powietrza.



Rys. 9.1. Aerodynamiczny tunel przelotowy



Rys. 9.2. Aerodynamiczny tunel o ciągłym obiegu i otwartej przestrzeni pomiarowej



Rys. 9.3. Aerodynamiczny tunel o ciągłym obiegu i zamkniętej przestrzeni pomiarowej

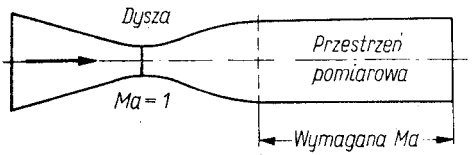
Dla przykładu na rysunkach 9.1, 9.2, 9.3 podano kilka schematów charakterystycznych tuneli różnych typów o małych prędkościach.

W tunelach naddźwiękowych nie można uzyskać prędkości naddźwiękowych tylko przez zwiększanie ciśnienia prędkości przepływającego powietrza. Trzeba zastosować specjalnie ukształtowaną dyszę (dysza Lavala). W najwęższym (krytycznym) przekroju tej dyszy strumień powietrza osiąga prędkość dźwięku ($v = a$, $\mathrm{Ma} = \frac{v}{a} = 1$), a następnie rozpręża się i w przestrzeni pomiarowej uzyskuje już wymaganą prędkość naddźwiękową (rys. 9.4). Dyszę taką umieszcza się więc zawsze przed przestrzenią pomiarową tunelu naddźwiękowego.

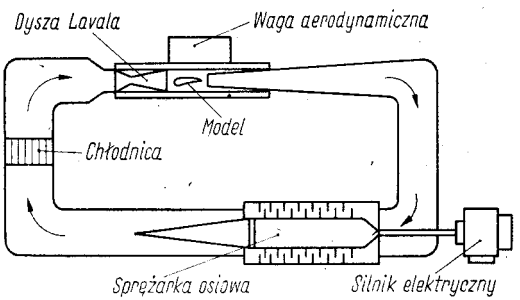
Na rys. 9.5 przedstawiono tunel naddźwiękowy ciągłego działania napędzanego wielostopniową sprężarką.

Tunele nieciągłego działania są znacznie prostsze, przy czym stosowane są trzy typy takich tuneli naddźwiękowych: ciśnieniowe, próżniowe i z dyszami wspomagającymi.

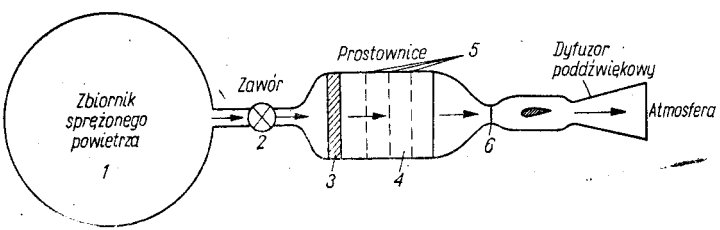
Na rys. 9.6 przedstawiono schemat tunelu naddźwiękowego typu ciśnienio-



Rys. 9.4. Dysza Lavala



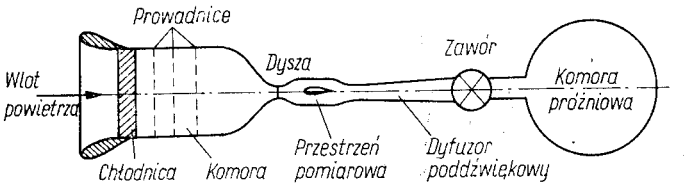
Rys. 9.5. Tunel naddźwiękowy ciągłego działania



Rys. 9,6. Tunel naddźwiękowy nieciągłego działania — ciśnieniowy

wego. W zbiorniku *1* powietrze jest sprężane do bardzo wysokiego ciśnienia, następnie przez zawór *2* jest przepuszczane przez chłodnicę *3* i komorę *4*, w której znajdują się prostownice *5* do dyszy Lavala *6*, aby w przestrzeni pomiarowej uzyskać wymaganą liczbę Macha, a następnie powietrze przez dyfuzor wypływa do atmosfery. Badany model umieszcza się na wadze aerodynamicznej, w przestrzeni pomiarowej. Zależnie od wymaganej liczby Macha, w przestrzeni pomiarowej stosuje się różne dysze Lavala (o różnych zwężeniach przekrojów).

Na rys. 9.7 przedstawiono schemat tunelu próżniowego. Zasada jego dzia-



Rys. 9.7. Tunel naddźwiękowy nieciągłego działania — próżniowy

łania różni się od omówionego powyżej tylko tym, że powietrze przepływa do zbiornika, w którym wytworzono próżnię.

Na rys. 9.8 pokazano schemat tunelu eżektorowego. W tunelu tym za przestrzenią pomiarową wdmuchuje się przez szczeliny silne strumienie powietrza, które przyspieszają przepływ w przestrzeni pomiarowej nawet do prędkości naddźwiękowej.

Tunele aerodynamiczne nieciągłego działania mają tę wadę, że pomiar w nich może trwać przez krótki okres czasu, jednak są prostsze i tańsze niż tunele o działaniu ciągłym.

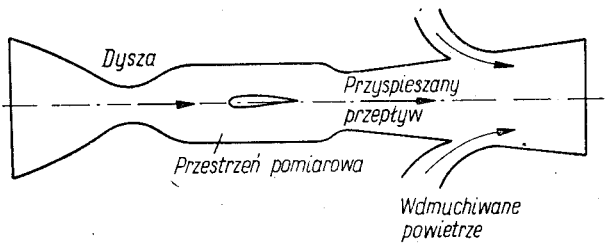
Moc niezbędną potrzebną do osiągnięcia określonej prędkości w przestrzeni pomiarowej tunelu można określić wzorem:

$$N = k \cdot F \cdot \varrho \cdot v^3 \tag{9.3}$$

gdzie:

k — stały współczynnik proporcjonalności,

F — przekrój poprzeczny przestrzeni pomiarowej,



Rys. 9.8. Tunel naddźwiękowy eżektorowy

v — prędkość przepływającego powietrza w przestrzeni pomiarowej,
ϱ — gęstość powietrza.

Do uzyskania w większych tunelach prędkości naddźwiękowych potrzebna jest moc dziesiątków tysięcy koni mechanicznych (KM). Dlatego też tunele naddźwiękowe buduje się o bardzo małej przestrzeni pomiarowej (powierzchnia przekroju poprzecznego o kilku lub kilkunastu cm^2). Aby zmniejszyć moc potrzebną do napędu, buduje się również szczelne tunele, w których za pomocą pomp próżniowych wytwarza się podciśnienie, czyli zmniejsza gęstość powietrza, a tym samym zmniejsza zapotrzebowanie mocy. Moc silników współczesnych tuneli aerodynamicznych, w których prędkość przepływu osiąga prędkości przelotowe samolotów i w których badane są zwykle modele zmniejszone pięciokrotnie w stosunku do wielkości naturalnej, wynosi około 20 000 KM (14 720 kW).

9.2 PODOBIEŃSTWO AERODYNAMICZNE ZJAWISK

W tunelach aerodynamicznych przeprowadza się na ogół badania na modelach zmniejszonych od kilku do kilkunastu razy. W wyniku doświadczenia uzyskuje się charakterystyki aerodynamiczne, które umożliwiają przewidywanie właściwości samolotów i szybowców w locie. Warunkiem koniecznym do wysnuwania wniosków odnośnie lotu samolotu czy szybowca na podstawie zachowania się jego modelu jest zapewnienie podobieństwa aerodynamicznego zjawisk. O podobieństwie zjawisk można mówić wtedy, gdy spełnione są 3 kryteria podobieństwa, a mianowicie:
— kryterium geometryczne,
— kryterium kinematyczne,
— kryterium dynamiczne.

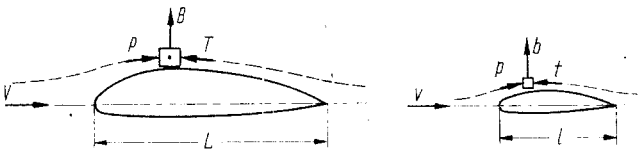
Podobieństwo geometryczne zachowane jest wtedy, gdy istnieje proporcja między odpowiadającymi wymiarami dwóch porównywanych ciał oraz równość kątów natarcia i ślizgu.

Podobieństwo kinematyczne jest zachowane wtedy, gdy wartości prędkości w odpowiadających sobie punktach obydwu ciał są proporcjonalne, a kierunki tych prędkości są jednakowe.

I wreszcie podobieństwo dynamiczne występuje wówczas, gdy siły działające na odpowiadające sobie elementy rozpatrywanych ciał są proporcjonalne.

Dla przykładu na rys. 9.9 zilustrowano opływ dokoła skrzydła rzeczywistego samolotu i jego modelu. Otóż na każdy element poruszającego się powietrza w odpowiadających sobie punktach profilu działają siły pochodzące od ciśnienia (P i p), tarcia (T i t) o sąsiednie elementy oraz siły bezwładności (B i b). Jeżeli dla obydwu rozpatrywanych elementów powietrza wartości odpowiadających sobie sił będą proporcjonalne, a ich kierunki jednakowe, to tory poszczególnych cząsteczek powietrza dokoła rzeczywistego skrzydła i jego modelu będą podobne, a więc obraz opływu identyczny. Występuje wówczas podobieństwo aerodynamiczne zjawisk

i można stwierdzić, że współczynniki sił aerodynamicznych c_z, c_x, c_m, mierzone podczas badań modelu będą miały wartości takie same, jak w warunkach rzeczywistych. Stwierdzono teoretycznie, że wyżej wymienione podobieństwo dynamiczne zjawisk zachodzi, gdy zachowana jest jedna-



Rys. 9.9. Podobieństwo aerodynamiczne zjawisk

kowa wartość tzw. liczby Reynoldsa (Re) w przypadku modelu i samolotu rzeczywistego. Liczba Reynoldsa Re wyraża się zależnością:

$$\mathrm{Re} = \frac{v \cdot l}{\nu} \tag{9.4}$$

gdzie:

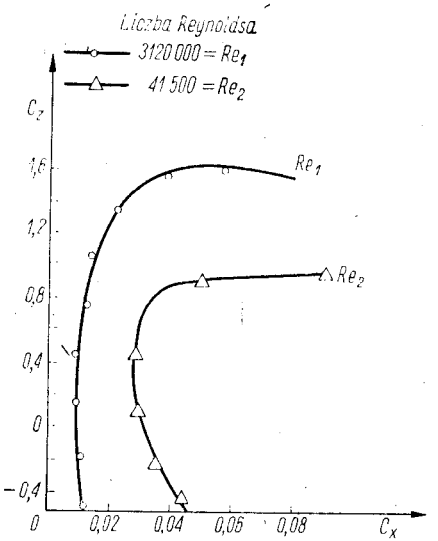
v — prędkość lotu lub powietrza w tunelu [m/s],

l — charakterystyczny wymiar liniowy badanego ciała; dla skrzydła przyjmuje się średnią cięciwę geometryczną,

ν — kinematyczny współczynnik lepkości powietrza (wielkość podana w „Atmosferze Wzorcowej") [m²/s].

W przypadku samolotów latających z prędkościami dużymi, zbliżonymi do prędkości dźwięku, należy oprócz tego zapewnić równość liczby Macha dla samolotu i badanego modelu (p. pkt 10.2).

Ze wzoru (9.4) na liczbę Reynoldsa wynika, że aby otrzymać identyczne



Rys. 9.10. Wpływ liczby Reynoldsa na współczynniki c_z i c_x

wartości współczynników aerodynamicznych (a więc zapewnić te same liczby Re) dla modelu i rzeczywistego samolotu, trzeba pomiar modelu w tunelu przeprowadzać przy prędkości tyle razy większej, ile razy wymiary badanego modelu są mniejsze od wymiarów samolotu.

Liczba Reynoldsa ma wyraźny wpływ na wyniki pomiarów aerodynamicznych, przy czym wpływ ten jest różny, zależnie od kształtów badanych ciał. Przy badaniu profilów lotniczych obecnie stosowanych liczba Reynoldsa wpływa przede wszystkim na wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej $c_{z\,max}$ oraz na minimalny współczynnik oporu $c_{x\,min}$, przy czym zwiększenie się liczby Reynoldsa powoduje zwiększenie się $c_{z\,max}$ i zmniejszenie się $c_{x\,min}$. Wpływ ten obrazuje wykres na rys. 9.10, na którym podano zależność c_z i c_x w funkcji kąta natarcia α dla dwóch różnych wartości liczby Re. Wpływ ten dla różnych rodzin profilów lotniczych jest różny.

Rozdział 10

AERODYNAMIKA DUŻYCH PRĘDKOŚCI

10.1 OPÓR FALOWY

Zagadnienia dotyczące lotów z małymi prędkościami rozpatruje się przy założeniu, że powietrze jest nieściśliwe, tzn. ma stałą gęstość, a wówczas współczynnik oporu samolotu nie zależy od prędkości lotu. Założenie takie jest słuszne w dość szerokim zakresie zmiany ciśnienia.

Okazuje się jednak, że przy dużych prędkościach lotu powstają na tyle wielkie różnice ciśnień, że ściśliwość powietrza zaczyna w sposób istotny wpływać na przepływ. Zmianom gęstości gazu towarzyszy z kolei zmiana jego temperatury. Przy prędkości lotu równej prędkości dźwięku następuje gwałtowny wzrost oporu aerodynamicznego; zjawisko to nazwano „barierą dźwięku", a ten dodatkowy opór — „oporem falowym". Aby zrozumieć mechanizm powstawania oporu falowego, należy wyjaśnić szerzej dodatkowe zjawiska fizyczne towarzyszące mu oraz wprowadzić nowe pojęcia.

10.2 LICZBA MACHA

We wszystkich rozważaniach dotyczących dużych prędkości przyjęto posługiwanie się nie pojęciem prędkości lotu v, lecz tzw. liczbą Macha, którą oznacza się symbolem Ma.

$$\mathrm{Ma} = \frac{v}{a} \tag{10.1}$$

Liczba Macha wyraża stosunek prędkości lotu v do prędkości dźwięku a odpowiadającej danym warunkom (ciśnienia i temperatury), w których lot się odbywa. Jest to wielkość bezwymiarowa. Prędkość rozchodzenia się dźwięku w powietrzu zależy od temperatury powietrza i wyraża się wzorem:

$$a = 20 \cdot \sqrt{T} \ [\mathrm{m/s}] \tag{10.2}$$

gdzie T — temperatura powietrza.

Wiadomo, że temperatura powietrza (do wysokości 11 km nad poziomem morza) maleje z wysokością, więc i prędkość dźwięku wraz z wysokością maleje. Stąd wniosek, że tym samym prędkościom lotu na różnych wysokościach odpowiadają różne liczby Macha. Liczba Macha jest więc również miarą prędkości, lecz przy prędkościach zbliżonych do prędkości dźwięku lepiej charakteryzuje przepływ niż prędkość lotu v. Dla prędkości lotu równej prędkości dźwięku Ma = 1, przy prędkościach mniejszych od prędkości dźwięku Ma < 1, natomiast przy prędkościach lotu większych od prędkości dźwięku Ma > 1. Zależnie od wartości liczby Macha przepływy podzielono na: poddźwiękowe, naddźwiękowe i przydźwiękowe.

W przepływie poddźwiękowym w każdym punkcie prędkość jest mniejsza od prędkości dźwięku, $v < a$, tzn. w każdym punkcie Ma < 1.

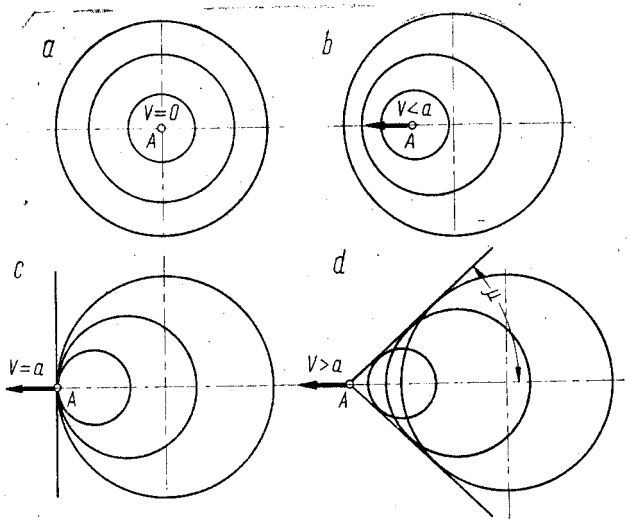
Przepływem naddźwiękowym nazywano taki przepływ, w którym we wszystkich punktach prędkość jest większa od prędkości dźwięku, $v > a$, tzn. Ma > 1.

Przepływem przydźwiękowym nazwano taki, w którym prędkość na pewnych odcinkach jest mniejsza od prędkości dźwięku, $v < a$, czyli Ma < 1, na innych zaś większa, $v > a$, czyli Ma > 1.

W celu zrozumienia zjawisk towarzyszących poszczególnym przepływom trzeba zapoznać się ze zjawiskiem rozchodzenia się małych zaburzeń i przepływem w tzw. dyszy de Lavala. Jeżeli w powietrzu zostanie umieszczone nieruchomo jakieś ciało, które jest źródłem zmian ciśnienia, to zaburzenia te rozchodzą się we wszystkich kierunkach z prędkością dźwięku (dźwiękiem nazywane są rozchodzące się w powietrzu zgęszczenia i rozrzedzenia ciśnienia, wywołane przez jakieś źródło dźwięku, odbierane przez ucho ludzkie). Zaburzenia te rozchodzą się w postaci współśrodkowych kul, podobnie jak fale powierzchniowe na wodzie, po wrzuceniu w nią kamienia (rys. 10.1*a*).

Jeżeli ciało *A*, będące źródłem zmian ciśnienia, zacznie się poruszać, to przy prędkości mniejszej od prędkości dźwięku, $v < a$, obraz zaburzeń będzie taki jak na rys. 10.1*b*, to znaczy, że ciało nie znajduje się w środku powierzchni kulistych, lecz przesunięte jest w kierunku swego ruchu — fale ciśnieniowe wyprzedzają źródło zaburzeń. Przed ciałem odstępy poszczególnych fal są znacznie mniejsze niż za ciałem.

Jeśli ciało porusza się z prędkością równą prędkości dźwięku, $v = a$, to prędkość ciała równa jest prędkości rozchodzenia się zaburzeń i powierzchnie kuliste zetkną się w jednym punkcie (rys. 10.1*c*).



Rys. 10.1. Rozchodzenie się fal ciśnieniowych

Gdy ciało porusza się z prędkością większą od prędkości dźwięku, $v > a$, wówczas ciało wyprzedza wysyłane przez siebie zmiany ciśnień, które rozpościerają się teraz wewnątrz powierzchni stożkowej, której wierzchołkiem jest poruszające się ciało (rys. 10.1*d*). Stożek utworzony w ten sposób związany jest z liczbą Macha następującą zależnością:

$$\sin \mu = \frac{a}{v} = \frac{1}{\mathrm{Ma}} \tag{10.3}$$

gdzie μ — kąt Macha, równy połowie kąta wierzchołkowego stożka zaznaczonego na rys. 10.1*d*.

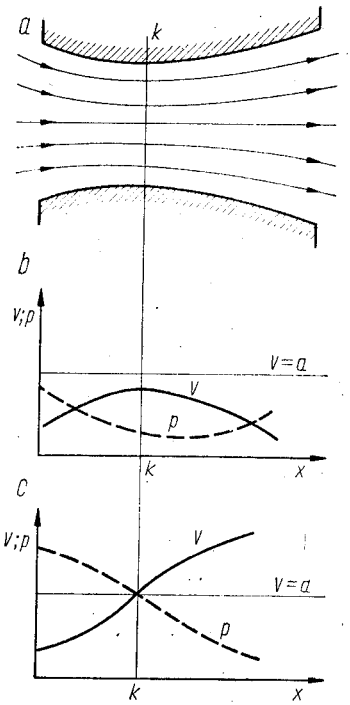
Stożek ten nosi nazwę stożka Macha. Z wzoru tego widać, że gdy prędkość $v = a$, wówczas $\sin \mu = 1$, czyli $\mu = 90°$, a $2\mu = 180°$, a więc zamiast stożka otrzymuje się płaszczyznę (rys. 10.1*c*). Powierzchnia stożka dzieli przestrzeń na dwa obszary: jeden niezaburzony, znajdujący się na zewnątrz stożka, i drugi zaburzony — wewnątrz stożka Macha.

W przypadku ciała poruszającego się z prędkością mniejszą od prędkości dźwięku, $v < a$, opływ ma zupełnie inny charakter niż dla $v > a$. Przy $\mathrm{Ma} < 1$ zaburzenia wyprzedzają ciało sygnalizując jego zbliżenie się, natomiast przy $\mathrm{Ma} > 1$ ciało wkracza w ośrodek niezaburzony, nie przygotowany na jego przyjęcie, co wpływa w sposób zasadniczy na powstanie dodatkowego oporu, zwanego falowym.

10.3 DYSZA DE LAVALA

Zgodnie z prawem Bernoulliego i zasadą ciągłości ruchu zmniejszenie przekroju, przez który przepływa powietrze lub ciecz, powoduje wzrost

prędkości przepływu i spadek ciśnienia oraz odwrotnie: zwiększenie przekroju daje zmniejszenie prędkości i wzrost ciśnienia ośrodka. Okazuje się, że istotnie tak jest, ale tylko w zakresie prędkości poddźwiękowych, $v < a$, tzn. przy założeniu nieściśliwości powietrza (rys. 10.2*b*). Przy prędkości większej od prędkości dźwięku zjawisko przebiega zupełnie inaczej. Udowodnił to uczony szwedzki de Laval, wykonując następujące doświadczenie w specjalnie skonstruowanej dyszy (rys. 10.2*a*).



Rys. 10.2. Przepływ w dyszy Lavala

Okazało się, że jeżeli prędkość na wlocie do dyszy jest dostatecznie duża, to w największym przekroju dyszy można osiągnąć prędkość dźwięku. Po osiągnięciu tej prędkości, pomimo że przekrój dyszy się powiększa — prędkość powietrza dalej rośnie. Powodem tego jest ściśliwość powietrza; gęstość powietrza po przekroczeniu prędkości dźwięku zmniejsza się, powietrze ulega rozrzedzeniu, a więc wymaga większego przekroju, rozszerzenie się dyszy pozwala więc dalej zwiększać prędkość. Gęstość powietrza maleje szybciej niż jego prędkość. Ciśnienie statyczne dyszy, zgodnie z prawem Bernoulliego, musi maleć, gdy zwiększa się prędkość i tak jest rzeczywiście, co widać na rys. 10.2*c*.

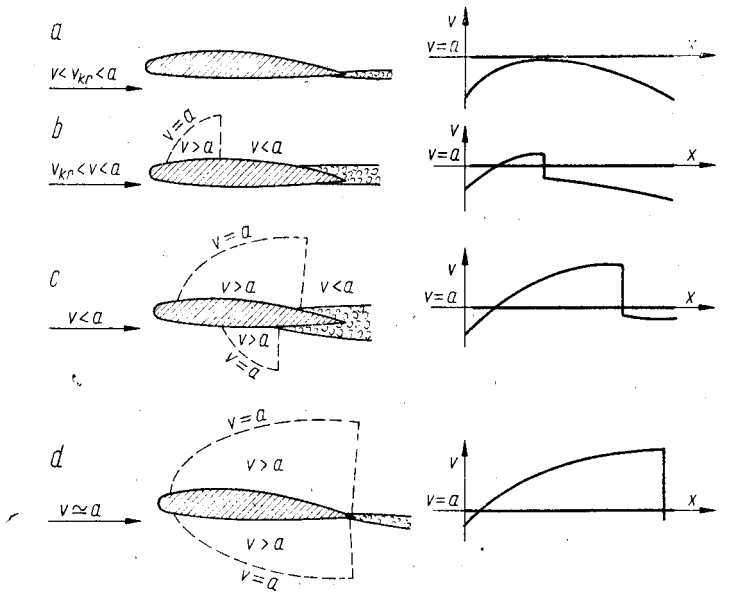
Najważniejszy wniosek, jaki stąd wypływa, to ten, że w przepływie naddźwiękowym zwiększenie przekroju powoduje zwiększenie prędkości i spadek ciśnienia, a więc zjawiska odwrotne niż przy małych prędkościach lotu. Dzięki temu możliwe jest wytłumaczenie zjawisk związanych z przepływem dla liczby $Ma > 1$.

PRZEPŁYW PODDŹWIĘKOWY

Ponieważ w powietrzu fale ciśnieniowe sygnalizowane są wcześniej, przed nadejściem ciała, więc cząsteczki powietrza układają się tak jak linie prądu, nie zakłócając przepływu (rys. 10.3*a*).

PRZEPŁYW PRZYDŹWIĘKOWY

Przepływ przydźwiękowy omówiony zostanie na przykładzie skrzydła samolotu (rys. 10.3*a,b,c,d*). Gdy prędkość samolotu jest duża, lecz mniejsza od prędkości dźwięku, przepływ jest taki jak w przepływie poddźwiękowym. Może się jednak zdarzyć, że w którymś punkcie na profilu wskutek przewężenia strugi prędkość wzrośnie i osiągnie prędkość dźwięku (rys. 10.3*b*). Liczbę Macha, przy której to następuje, nazwano „krytyczną" liczbą Macha i oznaczono Ma_{kr}. Po przekroczeniu prędkości dźwięku, podobnie jak w dyszy de Lavala, pomimo że struga rozszerza się, prędkość jej będzie zwiększała się do naddźwiękowej, a ciśnienie będzie malało. W tylnej części profilu natomiast istnieje prędkość taka jak przed profilem, czyli poddźwiękowa i ciśnienie wyższe odpowiadające ciśnieniu otoczenia. Cząsteczki powietrza dochodząc więc do krawędzi spływu muszą mieć taką samą prędkość i ciśnienie, jakie tam panuje. Cząsteczki te poruszają



Rys. 10.3. Obraz przepływu samolotu przydźwiękowego

się z prędkością większą od prędkości dźwięku, więc nie są „zawiadomione" o istniejących tam warunkach. Spotkanie cząsteczek o różnych parametrach następuje gwałtownie, uderzeniowo. W pewnym punkcie na profilu tworzy się powierzchnia prostopadła do jego obrysu; na powierzchni tej występuje nagłe wyhamowanie prędkości i zwiększenie ciśnienia; powierzchnię tę nazwano falą uderzeniową (rys. 10.3*b*).

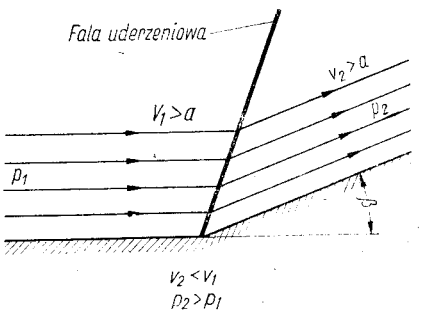
Fala uderzeniowa jest przyczyną powstawania dodatkowego oporu, zwanego właśnie „oporem falowym". Fala taka powoduje turbulentny przepływ w warstwie przyściennej i oderwanie strug na krawędzi spływu, co dodatkowo powiększa opór tarcia skrzydła. Jeżeli prędkość przepływu będzie się nadal zwiększać, krytyczną liczbę Macha $Ma_{kr} = 1$ osiągniemy w punkcie położonym bardziej z przodu profilu, a fala uderzeniowa przesunie się bardziej do tyłu (rys. 10.3*c*). Zwiększy się obszar fali uderzeniowej i to nie tylko w kierunku przepływu, lecz i prostopadle do niego.

Na dolnej powierzchni skrzydła również powstanie fala uderzeniowa i zwiększy się obszar oderwania strug, co spowoduje wzrost oporu falowego. Gdy prędkość lotu będzie bliska prędkości dźwięku, obszar naddźwiękowy obejmie całą powierzchnię skrzydła, fale uderzeniowe przesuną się w okolice krawędzi spływu, oderwanie strug się zmniejsza i opór falowy nie zwiększa się, jest tak jak na rys. 10.3*d*, a przed skrzydłem powstaje fala zwana rozszerzeniową (gęstość powietrza za tą falą maleje). Zjawiska związane z pojawieniem się oporu falowego nazwano „kryzysem falowym".

10.6

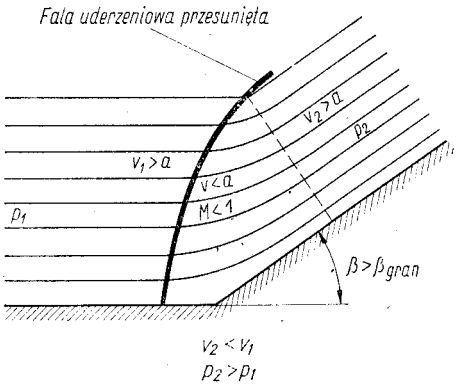
PRZEPŁYW NADDŹWIĘKOWY

Zgodnie z zasadami przepływów naddźwiękowych, na rys. 10.4 zilustrowano opływ dokoła załamanej ścianki. W przepływie tym zmiany kierunku strug, prędkości i ciśnienia następują nagle (napływające cząstki nie są zawiadamiane o czekających je zmianach). Za załamaniem następuje gwałtowne zwężenie strug, a więc dla przepływu naddźwiękowego zmniejszenie prędkości i zwiększenie ciśnienia. Powierzchnia, wzdłuż której przebiegają te gwałtowne zmiany, nazywa się „falą uderzeniową". Jeśli kąt załamania ścianki β jest niewielki, to fala uderzeniowa jest płaszczyzną prze-



Rys. 10.4. Przepływ naddźwiękowy dokoła załamanej ścianki

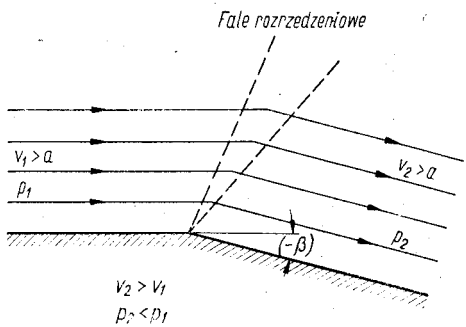
chodzącą przez krawędź załamania, w przypadku gdy kąt ten jest duży, fala powstaje w pewnej odległości przed załamaniem i jest prostopadła do strug kierunku (rys. 10.5). Im kąt pochylenia fali uderzeniowej w stosunku do przepływających strug jest większy (fala skośna), tym mniejszy jest opór falowy. Największy opór falowy daje fala prostopadła do kierunku przepływających strug. Jeżeli ścianka załamana jest o kąt $(-\beta)$, tj. w przeciwnym kierunku do poprzednio rozważanego, za załamaniem występuje rozszerzenie strug, a więc zmniejszenie ciśnienia i gwałtowne zwiększenie prędkości. Tworzy się tzw. „fala rozrzedzeniowa" (rys. 10.6).



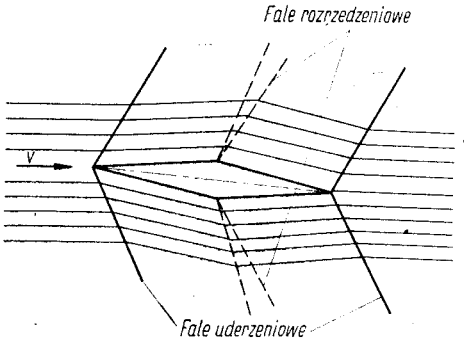
Rys. 10.5. Przepływ naddźwiękowy dokoła ścianki mocno załamanej

Po tych wyjaśnieniach prosty wyda się obraz przepływu dokoła profilu rombowego (rys. 10.7). Na krawędzi natarcia i spływu tworzą się fale uderzeniowe, natomiast na załamanych ściankach — skośne fale rozrzedzeniowe.

Gdy w przepływie naddźwiękowym umieszczone zostanie ciało lub profil o tępym nosie, wówczas powstanie fala uderzeniowa prostopadła przesunięta w pewnej odległości przed ciałem. Za falą prostopadłą prędkość zawsze spada do wartości poddźwiękowej, co powoduje znaczne zwiększenie się oporu falowego. Przeciwdziała się temu przez zastosowanie pro-



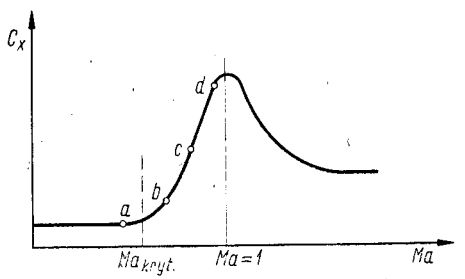
Rys. 10.6. Przepływ naddźwiękowy dokoła ścianki o ujemnym kącie załamania ścianki



Rys. 10.7. Opływ naddźwiękowy profilu rombowego

filów o ostrych noskach. Dlatego profile naddźwiękowych samolotów mają ostre noski i ostro ukształtowane przednie części kadłubów.

Na rys. 10.8 zilustrowano zmianę współczynnika oporu skrzydła c_x w funkcji liczby Macha, zaznaczono na nim punkty odpowiadające opływom pokazanym na rys. 10.3*a,b,c,d*. Z wykresu widać, że współczynnik oporu c_x, począwszy od Ma_{kr} aż do $Ma = 1$ gwałtownie rośnie, a dla $Ma > 1$



Rys. 10.8. Zależność współczynnika oporu c_x od liczby Macha

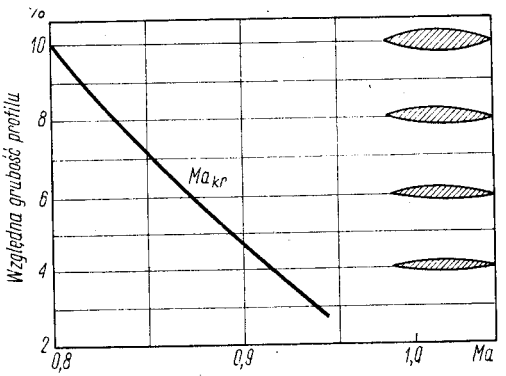
współczynnik c_x gwałtownie maleje. Ten gwałtowny wzrost c_x spowodowany jest pojawieniem się oporu falowego, natomiast spadek współczynnika oporu c_x dla liczby $Ma = 1$ spowodowany jest przepływem naddźwiękowym na całej powierzchni skrzydła (w przepływie naddźwiękowym występują tylko fale skośne, które charakteryzują się mniejszym oporem c_x) i zmniejszeniem się współczynnika siły nośnej c_z z prędkością, a tym samym współczynnika oporu falowego, który zależy od c_z.

10.7

ZAPOBIEGANIE SKUTKOM KRYZYSU FALOWEGO

Aby uniknąć niekorzystnych zjawisk towarzyszących przekroczeniu bariery dźwięku, konstruktorzy szukają sposobów przede wszystkim opóźnienia kryzysu falowego, a w przypadku samolotów latających z prędkościami

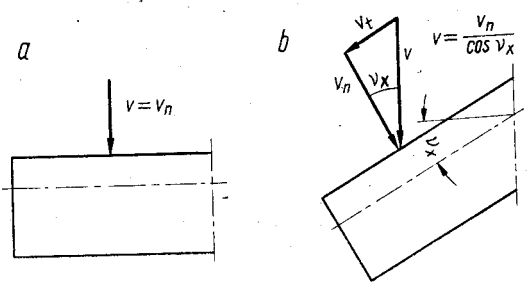
odpowiadającymi liczbie Ma > 1, łagodzących przebieg kryzysu. Pierwsze oznaki kryzysu falowego pojawiają się przy Ma_{kr}, to znaczy wówczas, gdy w którymś punkcie na profilu pojawi się prędkość równa prędkości dźwięku. Stosowanie profilów o małej grubości procentowej zwiększa krytyczną liczbę Macha (rys. 10.9). W chwili obecnej w samolotach myśliw-



Rys. 10.9. Wpływ grubości profilu na Ma_{kr}

skich stosuje się profile o grubości 6% i 9%. Innym skutecznym sposobem podwyższenia Ma_{kr} jest stosowanie w szybkich samolotach skrzydeł skośnych. Jakie korzyści to daje, wyjaśnia przykład rozkładu prędkości w przypadku skrzydła prostego i skośnego (rys. 10.10*a,b*).

W przypadku skrzydła prostego prędkość $v = v_n$ prostopadła do krawędzi natarcia wywołuje określoną siłę nośną i opór na skrzydle. W przypadku skośnego płata tylko składowa v_n wpływa na siłę nośną i opór skrzydła, składowa styczna v_t nie daje oporu ani siły nośnej. Rys. 10.10*b* wykazuje,



Rys. 10.10. Rozkład prędkości na skrzydle prostym i skośnym

że samolot w przypadku skośnego skrzydła może lecieć z prędkością:

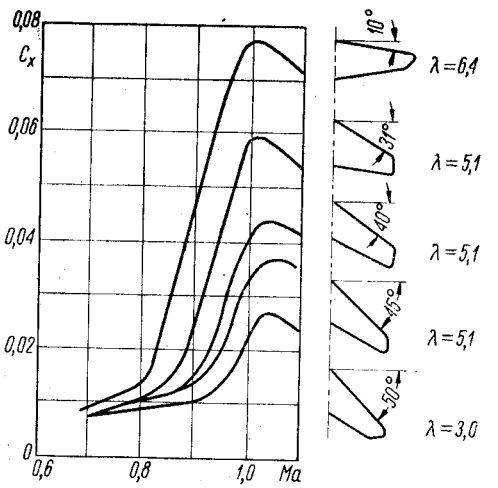
$$v = \frac{v_n}{\cos v_x} \tag{10.4}$$

czyli większą od v_n; krytyczna liczba Macha skrzydła ze skosem jest więc większa niż skrzydła prostego i wynosi:

$$\text{Ma kr}\,(v_x) = \frac{\text{Ma}_{\text{kr}(n)}}{\cos v_x} \tag{10.5}$$

Im większy jest kąt skosu, tym $\text{Ma}_{\text{kr}}\,(v_x)$ takiego skrzydła jest większa. Na rysunku 10.11 przedstawiono wpływ skosu skrzydła na opór falowy w zakresie prędkości przydźwiękowych dla stałej wartości współczynnika siły nośnej c_z. Na wykresach tych pokazano również wpływ wydłużenia skrzydeł $\Lambda = \frac{b^2}{S}$: im mniejsze wydłużenie, tym mniejszy współczynnik oporu falowego skrzydła. Stosowanie profilów laminarnych obniża również opór falowy, gdyż laminarny przepływ w warstwie przyściennej powoduje powstanie tzw. fali lambda, a nie prostopadłej jak przy warstwie turbulentnej.

Obniżenie oporu falowego na samolotach latających z prędkościami dużo większymi od prędkości dźwięku, Ma > 2, uzyskuje się przede wszystkim



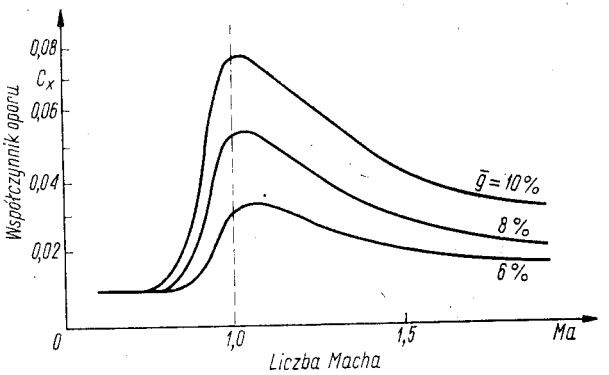
Rys. 10.11. Wpływ skosu skrzydła na opór falowy

przez stosowanie profilów o małej grubości względnej (rys. 10.12) i skrzydeł o małym wydłużeniu (rys. 10.13). Natomiast wpływ skosu na współczynnik c_x jest już znikomy (rys. 10.14). Również przód kadłuba samolotów przy- i naddźwiękowych powinien mieć ostry kształt, aby wytworzyła się na nim fala skośna, a nie prostopadła, która daje dużo większe opory.

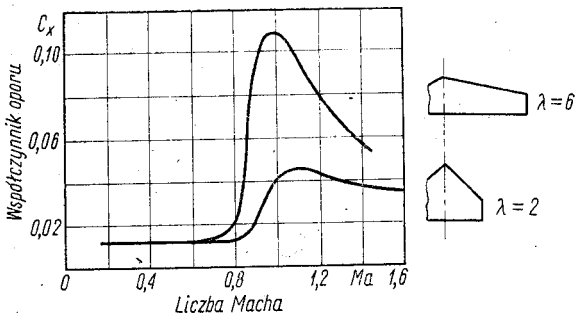
10.8

WPŁYW DUŻEJ PRĘDKOŚCI LOTU NA STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ SAMOLOTU

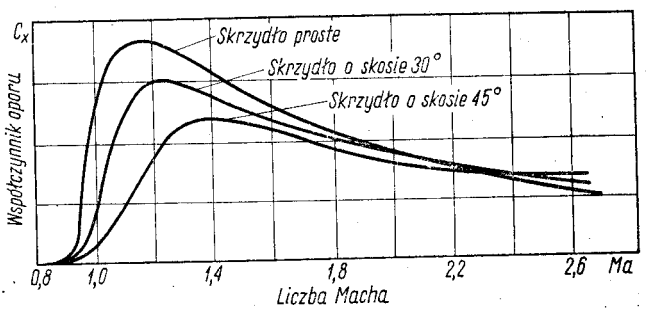
Zjawiska towarzyszące lotom z dużymi prędkościami wywołują zaburzenia stateczności i sterowności samolotów. Miarą stateczności podłużnej (patrz rozdz. 13) jest tzw. zapas stateczności, jest to odległość pomiędzy środkiem



Rys. 10.12. Wpływ grubości profilu na opór falowy



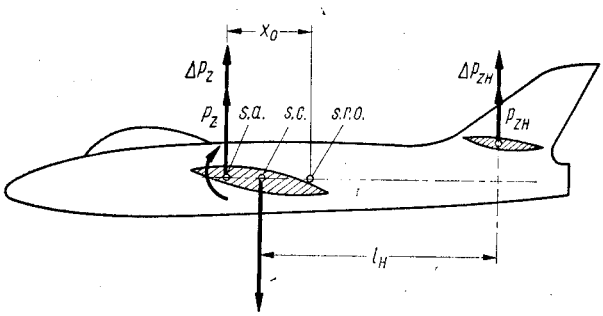
Rys. 10.13. Wpływ wydłużenia skrzydła na opór falowy



Rys. 10.14. Wpływ skosu skrzydła na opór falowy

ciężkości a tzw. środkiem równowagi obojętnej samolotu, wyrażona w procentach średniej cięciwy aerodynamicznej. Wiadomo, że samolot jest stateczny, gdy jego środek ciężkości znajduje się przed środkiem równowagi obojętnej. Przesuwając środek ciężkości samolotu do tyłu można osiągnąć stateczność obojętną, a następnie, przesuwając jeszcze bardziej do tyłu

środek ciężkości, uzyskuje się niestateczność podłużną. Punkt, w którym znajduje się środek ciężkości samolotu w chwili, gdy ma on stateczność obojętną, czyli rozgraniczający stateczność i niestateczność podłużną samolotu, nazywa się środkiem równowagi obojętnej i oznacza się go jak s.r.o. Na rys. 10.15 przedstawiono siły wpływające na stateczność podłużną sa-



Rys. 10.15. Równowaga podłużna samolotu

molotu i punkty, w których są one przyłożone. Odległość środka równowagi obojętnej x_0 od środka aerodynamicznego na skrzydle (jest to taki punkt na skrzydle, względem którego moment siły aerodynamicznej M_0 jest wielkością stałą) można obliczyć z zależności, w której przyrost momentu ΔM powstałego wskutek zaburzenia jest równy 0 (wtedy bowiem mamy do czynienia z równowagą obojętną).

$$\Delta M = 0 = \Delta P_z \cdot x_0 - \Delta P_{zH} \cdot l_H \tag{10.6}$$

a stąd:

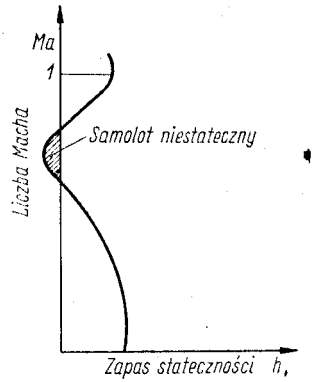
$$x_0 = \frac{\Delta P_{zH}}{\Delta P_z} \cdot l_H \tag{10.7}$$

Dla małych prędkości lotu zapas stateczności w zakresie małych kątów natarcia jest stały. Na prędkościach przydźwiękowych, wskutek oddziaływania ściśliwości powietrza, siła nośna na skrzydle wzrasta, natomiast przyrost siły nośnej na usterzeniu, wskutek mniejszego wydłużenia i odgięcia strug za skrzydłem (zmniejszającym kąt natarcia na usterzeniu, a tym samym i siłę nośną P_{zH}), jest dużo mniejszy. Powoduje to, jak widać z wzoru (10.7), zmniejszenie wartości x_0, czyli przesunięcie środka równowagi obojętnej do przodu, a więc zmniejszenie zapasu stateczności h. W przypadkach krańcowych s.r.o. może nawet przesunąć się przed środek ciężkości, co powoduje niestateczność samolotu.

Po przekroczeniu przez samolot krytycznej liczby Macha wskutek pojawienia się na skrzydle fal uderzeniowych siła nośna na skrzydle spada, natomiast usterzenie (wskutek cieńszych profili ma Ma_{kr} wyższą) zachowuje swą stateczność. Powoduje to przesunięcie s.r.o. do tyłu i zwiększenie zapasu stateczności. Po przekroczeniu na usterzeniu Ma_{kr} środek równowagi obojętnej znów przesunie się do przodu, czyli zapas stateczności samolotu zmaleje. Stąd więc w zakresie prędkości przydźwiękowych sta-

teczność samolotu ulega bardzo dużym zmianom i to zarówno w kierunku ustatecznienia, jak i niestateczności.

Na prędkościach większych od prędkości dźwięku przepływ ustala się i w związku z tym również stateczność samolotu jest zachowana, przy czym zapas stateczności jest na ogół większy niż na prędkości poddźwiękowej. Zależność wartości zapasu stateczności h samolotu od liczby Macha pokazano na rys. 10.16. Wspomnieć należy, że zbyt duża stateczność samolotów jest również niekorzystna, gdyż zmniejsza to sterowność samolotu i sterowanie takim samolotem wymaga bardzo dużych sił. W zakresie prędkości nadkrytycznych wskutek asymetrii zjawisk falowych na prawym i lewym skrzydle może wystąpić niestateczność poprzeczna (zwalanie się samolotu na skrzydło) lub kierunkowa (wężykowanie). Skos skrzydła wpływa korzystnie na stateczność poprzeczną i kierunkową. Czasami, aby uzyskać przy dużym skosie wymaganą sterowność, trzeba nadawać skrzydłom ujemny wznios, który zmniejsza stateczność poprzeczną.



Rys. 10.16. Wpływ liczby Macha na zapas statecznośći statycznej

Rozdział 11

SIŁY DZIAŁAJĄCE NA SZYBOWIEC W RÓŻNYCH STANACH LOTU

11.1 LOT ŚLIZGOWY

Ustalony lot szybowca poruszającego się po torze prostoliniowym nachylonym pod kątem γ do ziemi nazywany jest lotem ślizgowym. Kąt γ nazwano kątem lotu ślizgowego lub kątem toru szybowca. Aby szybowiec mógł poruszać się lotem ustalonym, siły działające na szybowiec muszą

być w równowadze. Na szybowiec działają: siła nośna P_z, siła oporu P_x i ciężar Q o kierunkach pokazanych na rys. 11.1 (siły P_z i P_x dają wypadkową siłę R, która równoważy ciężar Q). Wzór na równanie równowagi na kierunek lotu i kierunek prostopadły do kierunku lotu ma postać dwóch równań równowagi szybowca

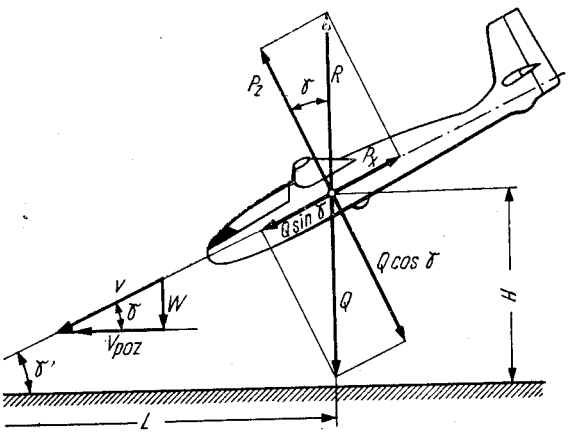
$$\begin{aligned} P_z &= Q \cdot \cos\gamma \\ P_x &= Q \cdot \sin\gamma \end{aligned} \tag{11.1}$$

Przez podstawienie na siłę nośną P_z wzoru $P_z = \frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z$ z pierwszego z równań (11.1) otrzymuje się wzór na prędkość szybowca w ustalonym locie ślizgowym:

$$v = \sqrt{\frac{2Q \cdot \cos\gamma}{\varrho \cdot S \cdot c_z}} \tag{11.2}$$

Dla małych kątów toru γ można przyjąć uproszczenia, że $\cos\gamma \approx 1$ i wtedy wzór powyższy przyjmuje postać taką jak dla lotu poziomego:

$$v = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z}} \tag{11.3}$$



Rys. 11.1. Lot ślizgowy szybowca

Składowa pionowa prędkości lotu jest prędkością opadania szybowca w locie ślizgowym w. Zgodnie z rys. 11.1

$$w = v \cdot \sin\gamma \tag{11.4}$$

czyli, po podstawieniu wzoru (11.2), wzór na prędkość opadania przyjmie postać:

$$w = \sqrt{\frac{2Q \cdot \cos\gamma}{\varrho \cdot S \cdot c_z}} \sin\gamma \tag{11.5}$$

Z rys. 11.1 wynika, że: $Q = R = \sqrt{P_x^2 + P_z^2}$ (11.6)

oraz:

$$\left.\begin{aligned} \sin\gamma &= \frac{P_x}{R} \\ \cos\gamma &= \frac{P_z}{R} \end{aligned}\right\} \tag{11.7}$$

Po podstawieniu do (11.7) zależności na R (11.6) i podzieleniu licznika i mianownika przez: $\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2$ otrzymuje się:

$$\begin{aligned} \sin\gamma &= \frac{P_x}{\sqrt{P_x^2+P_z^2}} = \frac{c_x}{\sqrt{c_x^2+c_z^2}} \\ \cos\gamma &= \frac{P_z}{\sqrt{P_x^2+P_2^2}} = \frac{c_z}{\sqrt{c_x^2+c_z^2}} \end{aligned} \tag{11.8}$$

Po uwzględnieniu zależności (11.8) wzór (11.5) na prędkość opadania w wyrazi się:

$$w = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z} \frac{c_z}{\sqrt{c_x^2+c_z^2}} \cdot \frac{c_x}{\sqrt{c_x^2+c_2^2}}} =$$

$$= \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S} \frac{c_x^2}{(c_x^2+c_z^2)^{3/2}}} \tag{11.9}$$

Wiadomo, że wartości współczynników siły oporu c_x są dużo mniejsze od współczynników siły nośnej c_z, wobec tego c_x^2 jest wielkością drugiego rzędu w stosunku do c_z^2 i możemy ją pominąć, tzn. przyjąć, że wyrażenie:

$$(c_x^2+c_z^2)^{3/2} \approx (c_z^2)^{3/2} = c_z^3 \tag{11.10}$$

Stąd ostateczny wzór na prędkość opadania:

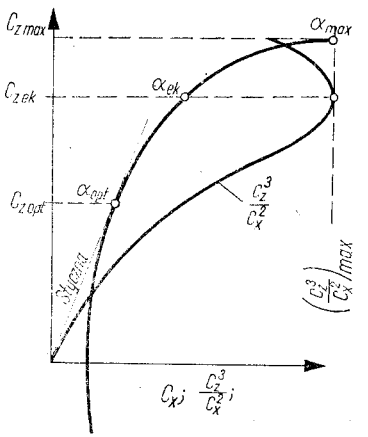
$$w = \sqrt{\frac{2Q \cdot c_x^2}{\varrho \cdot S\, c_z^3}} \tag{11.11}$$

i prędkość opadania szybowca (przy danych wartościach $2Q/\varrho \cdot S$) w locie ślizgowym zależy od ilorazu $\frac{c_x^2}{c_z^3}$, będzie więc najmniejsza, gdy to wyrażenie będzie najmniejsze lub gdy odwrotność tego wyrażenia $\left(\frac{c_z^3}{c_x^2}\right)$ będzie największa.

$$w_{\min} = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S}\left(\frac{c_x^2}{c_z^3}\right)_{\min}} = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S} \frac{1}{\left(\frac{c_z^3}{c_x^2}\right)_{\max}}} \tag{11.12}$$

Jeśli na wykres biegunowej szybowca $c_z = f(c_x)$, omówionej w rozdziale 7, naniesie się drugą krzywą zależności wyraże nia $\left(\frac{c_z^3}{c_x^2}\right)$ w funkcji współ-

czynnika c_z (rys. 11.2), to można znaleźć wartość c_z, odpowiadającą maksymalnej wartości tego ilorazu $\left(\frac{c_z^3}{c_x^2}\right)$, czyli minimalnej prędkości opadania. Tę wartość c_z, odpowiadającą minimalnej prędkości opadania, nazwano współczynnikiem siły nośnej c_z ekonomicznym, a odpowiadający mu kąt natarcia — kątem ekonomicznym.



Rys. 11.2. Charakterystyczne punkty biegunowej szybowca

Z rys. 11.1 wynika, że szybowiec lecąc z wysokości H z prędkością v może przebyć względem ziemi odległość L, przy czym pomiędzy tymi wielkościami istnieje zależność:

$$L = H \cdot \operatorname{ctg}\gamma = \frac{H}{\operatorname{tg}\gamma} \quad . \tag{11.13}$$

Tę odległość L nazwano „zasięgiem szybowca".
Po podzieleniu stronami przez siebie równania (11.1) otrzymuje się

$$\operatorname{tg}\gamma = \frac{P_x}{P_z} = \frac{c_x}{c_z} \tag{11.14}$$

Stosunek współczynnika siły nośnej c_z do współczynnika siły oporu c_x nazwano „doskonałością szybowca" i oznaczono literą d.

$$d = \frac{c_z}{c_x} = \frac{L}{H} \tag{11.15}$$

a stąd:

$$L = H \cdot \frac{c_z}{c_x} = H \cdot d \tag{11.16}$$

Zasięg szybowca L w spokojnym powietrzu równy jest wysokości, jaką szybowiec traci w czasie tego lotu, pomnożonej przez doskonałość szybowca.

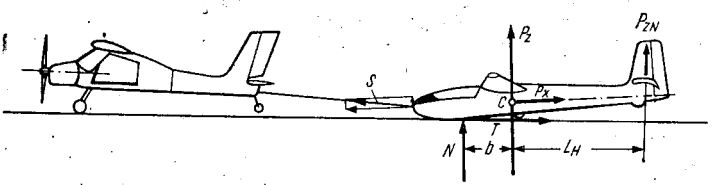
Największy zasięg uzyskuje się, gdy wartość ilorazu $\frac{c_z}{c_x}$ jest największa. Jak pokazano w rozdziale 7, $\left(\frac{c_z}{c_x}\right)_{max}$ można znaleźć przeprowadzając z początku układu współrzędnych styczną do biegunowej szybowca. Punkt styczności określa $\left(\frac{c_z}{c_x}\right)_{max}$. Kąt natarcia, przy którym to następuje, nazywa się optymalnym kątem natarcia, α_{opt}, a odpowiadająca mu prędkość — prędkością optymalną lotu v_{opt} (rys. 11.2). Zależności podane wyżej słuszne są przy założeniu, że lot odbywa się w spokojnym powietrzu, to znaczy bez uwzględniania wpływu wiatru i prądów pionowych (p. rozdz. 12).

11.2 START SZYBOWCA ZA SAMOLOTEM

Aby szybowiec mógł znaleźć się na określonej wysokości, potrzebna jest mu przy starcie pomoc z zewnątrz czy to w postaci samolotu holującego (gdy szybowiec ma znaleźć się na większej wysokości), czy też wyciągarki (maksymalna wysokość uzyskiwana przy starcie $h \approx 500$ m). Dla przypadku startu za samolotem należy przeanalizować rozkład sił w dwóch stanach lotu:

1) gdy szybowiec znajduje się na rozbiegu na ziemi i jest ciągnięty przez linę samolotu,
2) gdy szybowiec znajduje się w locie holowanym za samolotem już w powietrzu.

Rozkład sił w czasie rozbiegu za samolotem pokazano na rys. 11.3. Na szybowiec działają następujące siły: siła ciągu od linki holowniczej S, siła oporu P_x i siła tarcia podwozia o ziemię T (P_x i T przeciwdziałają ruchowi szybowca), ciężar szybowca Q, normalna reakcja podłoża N i siła nośna



Rys. 11.3. Siły działające na szybowiec w czasie rozbiegu za samolotem

P_z. Ponieważ linie działania sił tarcia T i reakcji podłoża N nie przechodzą przez środek ciężkości szybowca, to dają one względem tego środka momenty równe: $N \cdot b$ i $-(T \cdot h)$. (Jako dodatni przyjęto moment zadzierający maskę do góry).

Momenty te równoważone są przez moment siły P_H na usterzeniu wysokości, równoważący też momenty od siły ciągu liny i sił aerodynamicznych.

Równania równowagi sił na oś pionową i poziomą i równania momentów względem środka ciężkości (*s.c.*) mają postać:

$$\left.\begin{aligned} N+P_z+P_H &= Q \\ S &> P_x+T \\ P_H \cdot l_H &= N \cdot b - T \cdot h \end{aligned}\right\} \qquad (11.17)$$

gdzie:

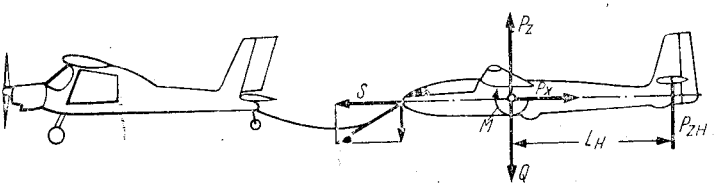
$T = \mu \cdot N$,

N — reakcja podłoża,

μ — współczynnik tarcia podwozia o ziemię.

Siła ciągu S musi być większa od sumy sił działających na szybowiec, aby możliwy był ruch przyspieszony szybowca od prędkości 0 do prędkości żądanej. W miarę wzrostu prędkości szybowca siły aerodynamiczne P_z i P_x rosną, a maleją siły N i tarcie T. W chwili gdy siła nośna przewyższa ciężar Q, szybowiec odrywa się od ziemi i rozkład sił działających na niego zmienia się (rys. 11.4). Równania równowagi mają wówczas postać:

$$\left.\begin{aligned} P_z+P_H &= Q \\ S &= P_x \\ M &= P_H \cdot l_H \end{aligned}\right\} \qquad (11.18)$$



Rys. 11.4. Siły działające na szybowiec podczas lotu holowanego za samolotem

Ciąg linki S równoważy opór P_x, siła nośna P_z jest równa (w locie poziomym) lub większa od ciężaru Q (w locie wznoszącym). Przez M oznaczono tu moment od wszystkich sił, których linia działania nie przechodzi przez środek ciężkości. Moment ten musi być zrównoważony siłą od wychylenia steru P_H.

Na szybowiec lecący na holu za samolotem w warunkach spokojnych działa siła pochodząca od linki o wartości kilkunastu kilogramów. W przypadku burzliwej atmosfery do nagłych obciążeń samego szybowca wskutek podmuchów dodają się duże siły pionowe i boczne, pochodzące od szarpania liny.

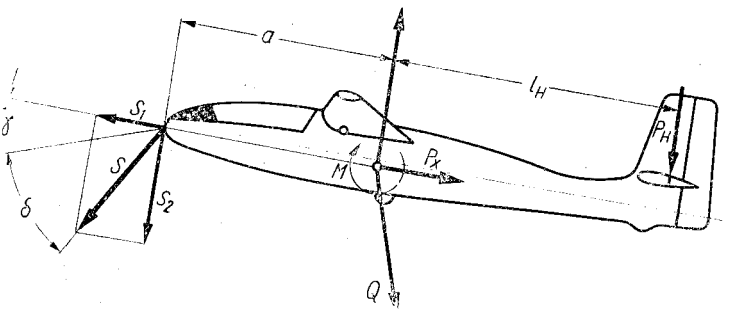
11.3

START SZYBOWCA ZA WYCIĄGARKĄ

W przypadku startu za wyciągarką rozkład obciążeń jest inny niż przy starcie za samolotem. W praktyce w szybowcach są stosowane zaczepy do liny na przodzie kadłuba, tzw. zaczep przedni i w dolnej jego części pod środkiem ciężkości tzw. zaczep dolny.

Rozkład sił przy starcie za wyciągarką za zaczepem przednim. Siły dzia-

łające na szybowiec w czasie rozbiegu po ziemi są w tym przypadku identyczne jak przy rozbiegu za samolotem (rys. 11.3), ale siła S pochodzi od liny wyciągarki. Po oderwaniu się szybowca od ziemi działają na szybowiec siły jak na rys. 11.5. Siła ciągu liny S tworzy duży kąt z kierunkiem lotu szybowca. Rozłożenie siły na kierunek lotu szybowca S_1 i prostopadły do niego S_2 dowodzi, że tylko składowa S_1 przyczynia się do nadania prędkości postępowej v, natomiast składowa S_2 jest siłą niekorzystną, bo daje obciążenie skierowane do dołu, które powiększone o kilkaset kilogramów liczący ciężar liny ciągnącej daje moment pochylający maskę szybowca w dół. Aby przeciwdziałać tak dużemu momentowi



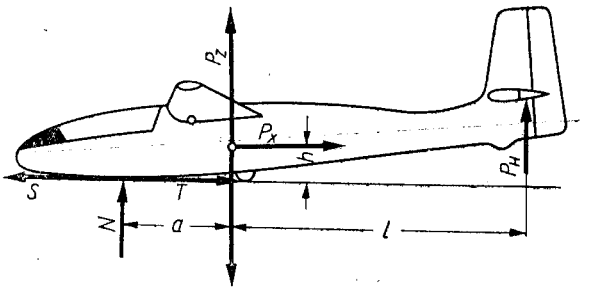
Rys. 11.5. Rozkład sił w czasie startu za wyciągarką

pilot musi wychylić ster wysokości maksymalnie do góry, w celu wytworzenia na nim siły P_H do dołu dającej moment zadzierający. Do zrównoważenia sił S_2, Q, P_H, Q_1 (ciężar liny) na skrzydle musi powstać dużo większa siła nośna P_z niż w czasie holu za samolotem, kiedy to $P_z = Q$. Jeżeli kąt wznoszenia szybowca jest zbyt duży, szybowiec może przekroczyć prędkość minimalną, wówczas nastąpi oderwanie strug i „przepadnięcie".

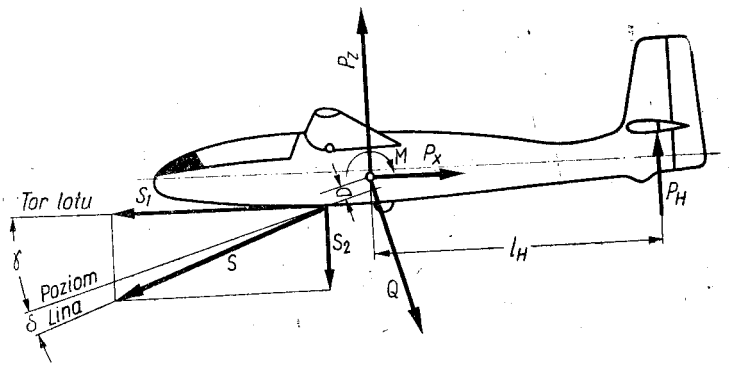
Równania równowagi przy starcie za przednim zaczepem mają postać:

$$\left.\begin{aligned} P_z &= Q \cdot \cos\gamma + S_2 + P_H \\ S_1 &= P_x + Q \cdot \sin\gamma \\ S_2 \cdot b &= P_H \cdot l_H \end{aligned}\right\} \qquad (11.19)$$

Rozkład sił przy starcie za wyciągarką za zaczepem dolnym. W przypadku dolnego zaczepu szybowca w czasie rozbiegu po ziemi siła od liny S działa poziomo tak jak siła tarcia T (rys. 11.6). Daje ona bardzo silny moment zadzierający maskę szybowca, o wartości $S \cdot h$; aby moment ten zrównoważyć, pilot wychyla ster wysokości do dołu. Powstająca na usterzeniu poziomym siła P_H daje moment o przeciwnym kierunku. Rozkład sił po oderwaniu od ziemi przedstawiono na rys. 11.7. Teraz siła ciągu liny S daje moment zadzierający maskę szybowca do góry (przeciwnie niż przy zaczepie przednim), co z kolei wymaga wychylenia steru wysokości do dołu, aby powstała siła P_H do góry. Siła ta da względem środka ciężkości



Rys. 11.6. Rozkład sił w czasie rozbiegu przy starcie za dolnym zaczepem wyciągarki



Rys. 11.7. Rozkład sił w czasie startu za dolnym zaczepem wyciągarki

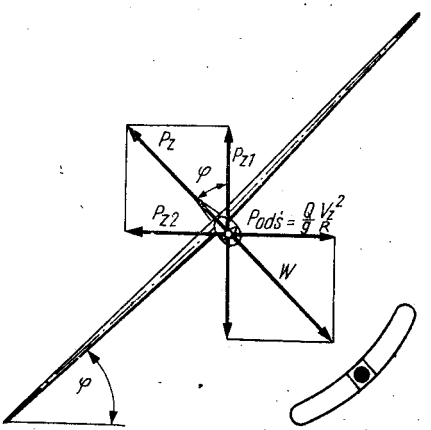
szybowca moment opuszczający maskę, potrzebny do zachowania równowagi. Równania równowagi sił przy starcie za dolnym zaczepem, zgodnie z rys. 11.7, mają postać:

$$\left.\begin{aligned} P_z &= Q \cdot \cos\gamma + S_2 - P_H \\ S_1 &= P_x + Q \cdot \sin\gamma \\ P_H \cdot l_H &= M + S \cdot b \end{aligned}\right\} \qquad (11.20)$$

gdzie M — moment od siły aerodynamicznej względem środka ciężkości szybowca.

Przy starcie za przednim zaczepem szybowiec nie może lecieć dowolnie stromo, gdyż zazwyczaj moment od siły S_2 i ciężar liny Q_1 jest tak duży, że nawet przy całkowitym wychyleniu steru wysokości do góry nie można uzyskać dużych kątów toru lotu γ. Natomiast przy starcie za dolnym zaczepem można osiągnąć bardzo duże kąty toru γ, co przy brutalnym sterowaniu może doprowadzić do zbyt dużego wzrostu obciążenia szybowca, a nawet do zerwania liny wyciągarki.

Zakręt prawidłowy. Siły działające na szybowiec w czasie wykonywania prawidłowego zakrętu pokazano na rys. 11.8. Prędkość szybowca w zakręcie oznaczono przez v_z, promień zakrętu przez R i kąt przechylenia w zakręcie przez φ. Siła ciężkości Q wraz z siłą odśrodkową (równą masie razy przyspieszenie dośrodkowe) $P_{\text{odś}} = \frac{Q \cdot v_z^2}{g \cdot R}$ dają wypadkową siłę W,



Rys. 11.8. Rozkład sił w prawidłowym zakręcie

którą równoważy siła nośna P_z. Siłę P_z można również rozłożyć na dwa prostopadłe kierunki — pionowy P_{z1} i poziomy P_{z2}. Oprócz nich działają jeszcze siła oporu P_x oraz składowa ciężaru $Q \cdot \sin\gamma$ (rys. 11.1), ale ponieważ są one prostopadłe do płaszczyzny rysunku, więc są niewidoczne. Warunki równowagi sił w prawidłowym zakręcie są następujące:

$$1)\quad Q = P_{z1} = P_z \cdot \cos\varphi = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v_z^2 \cdot c_z \cdot \cos\varphi \tag{11.21}$$

$$2)\quad P_{\text{odśr}} = P_{z2} = P_z \cdot \sin\varphi \tag{11.22}$$

gdzie

$$P_{\text{odśr}} = \frac{Q}{g} \cdot \frac{v_z^2}{R} \tag{11.23}$$

Z zależności (11.21) prędkość lotu w zakręcie wynosi:

$$v_z^2 = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z} \frac{1}{\cos\varphi}} = \frac{v}{\sqrt{\cos\varphi}} \tag{11.24}$$

gdzie v — prędkość lotu ślizgowego szybowca na tym samym kącie natarcia skrzydła.

Prędkość lotu w zakręcie musi być więc większa niż w locie ślizgowym. Im kąt przechylenia jest większy, tym większa musi być prędkość zakrętu (jeśli φ rośnie od 0 do 90°, to cos φ maleje od 1 do 0).
Po podzieleniu stronami przez siebie wzorów (11.22) i (11.21):

$$\frac{P_{odśr}}{Q} = \frac{P_z \cdot \sin\varphi}{P_z \cdot \cos\varphi} = \operatorname{tg}\varphi$$

i po podstawieniu wartości (11.24) na $P_{odśr}$

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{v_z^2}{g \cdot R} \tag{11.25}$$

otrzymuje się zależność na kąt przechylenia φ w prawidłowym zakręcie; z zależności wynika, że kąt przechylenia φ w zakręcie rośnie bardzo szybko, bo z kwadratem prędkości, oraz zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do promienia R zakrętu. Im promień zakrętu jest mniejszy, tym wymaga większego przechylenia szybowca. Wzór (11.25) po przekształceniu umożliwia obliczenie promienia zakrętu w funkcji prędkości i kąta przechylenia:

$$R = \frac{v_z^2}{g \cdot \operatorname{tg}\varphi} \tag{11.26}$$

Miarą przeciążenia konstrukcji szybowca w różnych stanach lotu jest współczynnik przeciążenia n, zdefiniowany jako stosunek siły nośnej P_z do ciężaru Q. W locie ślizgowym zbliżonym do lotu poziomego, gdy kąt toru γ jest mały, można przyjąć, że siła nośna P_z równoważy ciężar Q i wtedy $n = 1$.
W prawidłowym zakresie z (11.22) wynika:

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{1}{\cos\varphi} \tag{11.27}$$

Jeżeli, na podstawie rys. 11.8, przyjąć, że $P_z = W$, to:

$$P_z = W = \sqrt{P_{odśr}^2 + Q^2} = \sqrt{\left(\frac{Q}{g}\frac{v_z^2}{R}\right)^2 + Q^2} =$$

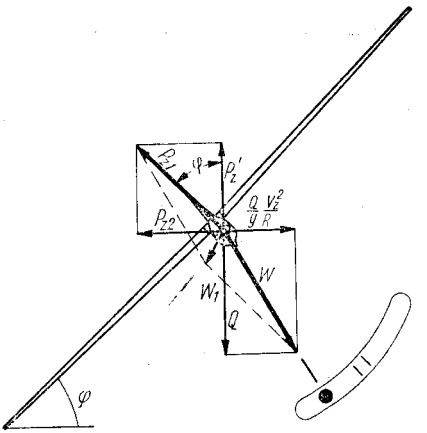
$$= Q\sqrt{1 + \frac{v_z^4}{g^2 \cdot R^2}} \tag{11.28}$$

stąd współczynnik przeciążenia n w zakręcie:

$$n = \sqrt{1 + \frac{v_z^4}{g^2 \cdot R^2}} \tag{11.29}$$

Z zależności (11.27) oraz (11.29) wynika, że przeciążenie szybowca w zakręcie zwiększa się, gdy prędkość lotu v_z rośnie, gdy promień zakrętu R maleje i gdy kąt przechylenia φ w zakręcie rośnie.
O tym, że zakręt jest wykonywany prawidłowo, informuje wskazanie chyłomierza poprzecznego, którego kulka powinna cały czas znajdować się w środkowym położeniu.
Zakręty nieprawidłowe. Z nieprawidłowym zakrętem pilot ma do czynienia wówczas, gdy nie są spełnione warunki równowagi wyprowadzone wcześ-

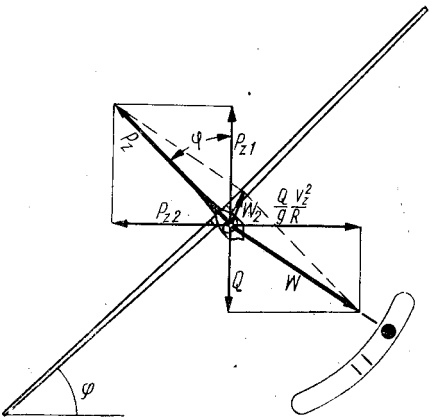
niej, tzn. gdy niewłaściwe jest przechylenie szybowca w stosunku do jego prędkości czy promienia zakrętu, co spowodowane jest z kolei niewłaściwym wychyleniem lotek i steru kierunku. Jeżeli przechylenie szybowca jest zbyt duże (np. φ_1 — rys. 11.9), to siła $\overline{W} = \bar{P}_0 + \bar{Q}$ nie jest zrównoważona przez siłę nośną P_z. Powstaje siła wypadkowa W_1 działająca skośnie w dół, która powoduje ruch szybowca w kierunku tej siły. Pilot ma wówczas do czynienia z zakrętem z tzw. ześlizgiem. Powoduje to dużą utratę wyso-



Rys. 11.9. Rozkład sił w zakręcie z ześlizgiem

kości w zakręcie i zwiększenie prędkości. W tym przypadku kulka chyłomierza poprzecznego ześlizguje się również w położenie poniżej środkowego i jest to wskazówką dla pilota, aby zmniejszyć wychylenie lotek lub zwiększyć wychylenie steru kierunku.

Przypadek przeciwny pokazano na rys. 11.10. Jeżeli przechylenie szybowca jest za małe, w wyniku niezrównoważenia sił powstaje wypadkowa



Rys. 11.10. Rozkład sił w zakręcie z wyślizgiem

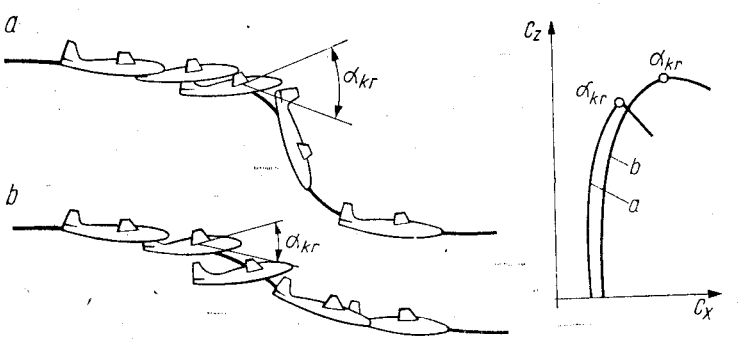
siła W_2 skierowana skośnie w górę, powoduje ona tzw. wyślizg szybowca, czyli jego ruch do góry, a w wyniku tego — zmniejszenie prędkości lotu, które może prowadzić nawet do oderwania strug i „przepadnięcia" szybowca. Kulka chyłomierza przesuwa się w położenie górne w stosunku do położenia środkowego; aby doprowadzić do prawidłowego zakrętu, należy zwiększyć przechylenie szybowca lub zmniejszyć wychylenie steru kierunku.

11.5

LOT NA KRYTYCZNYCH KĄTACH NATARCIA

„Przeciągnięcie" szybowca. Lot szybowca na krytycznym kącie natarcia i powyżej niego różni się w sposób zasadniczy od pozostałych stanów lotu. Jak wiadomo, współczynnik siły nośnej c_z (a więc i siła P_z) w zakresie małych kątów natarcia wzrasta proporcjonalnie do kąta natarcia aż do wartości α_{kr}. Zwiększenie kąta natarcia powyżej krytycznego powoduje zmniejszenie wartości współczynnika c_z (a więc i siły nośnej P_z). Dzieje się tak wskutek oderwania się strug na grzbiecie profilu skrzydła. Jeżeli w locie symetrycznym na prędkości minimalnej (odpowiadającej α_{kr}), pilot zwiększy nieznacznie kąt natarcia, to szybowiec będzie leciał lotem „przeciągniętym", który charakteryzuje się dużą prędkością opadania i nieco większą od minimalnej prędkością lotu. Dalsze zwiększenie kąta natarcia spowoduje jednoczesne oderwanie strug na obydwu skrzydłach, szybowiec gwałtownie „zwali się na nos" — zjawisko to nazywane jest przyciągnięciem statycznym szybowca.

Na rysunku 11.11 pokazano przeciągnięcie statyczne dla dwóch szybowców

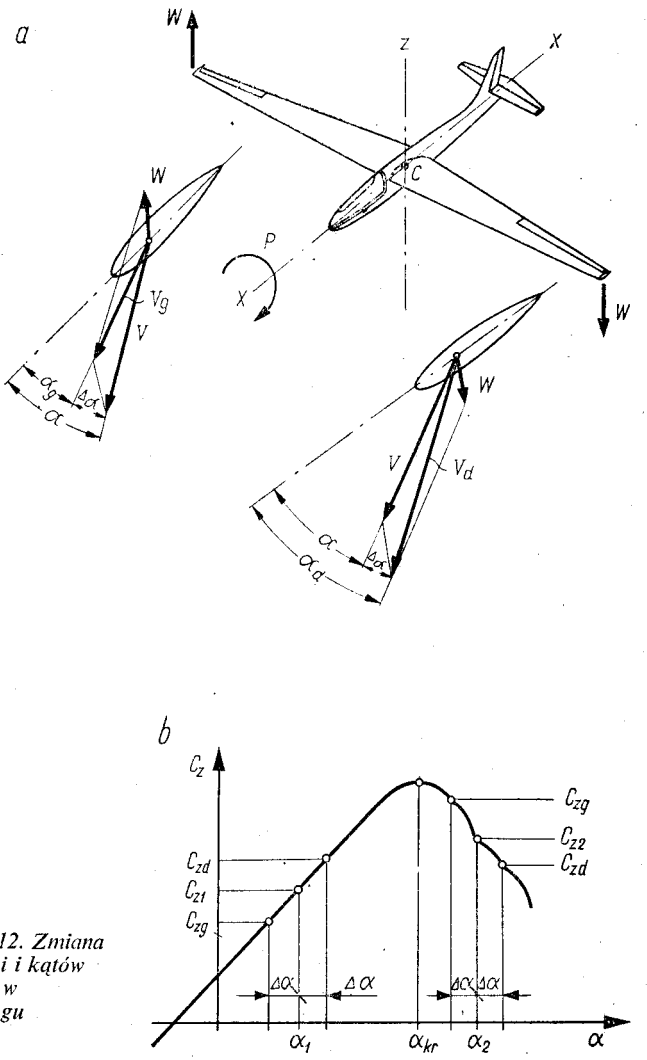


Rys. 11.11. Przeciągnięcie statyczne szybowca

o różnych biegunowych profilu. W przypadku biegunowej *a* profil charakteryzuje się gwałtownym spadkiem siły nośnej po przekroczeniu α_{kr} (profile cienkie z cienkimi noskami), szybowiec „przepada" gwałtownie — duża strata wysokości. W przypadku *b* po przekroczeniu α_{kr} siła nośna spada łagodnie (profile grubsze z tępym nosem), szybowiec „przepada" łagodnie — mała strata wysokości.

Oderwanie strug na grzbiecie profilu powoduje w locie przeciągniętym nieskuteczność lotek, które znajdują się w zawirowaniach, a więc i trudności z utrzymaniem równowagi poprzecznej szybowca.

Korkociąg. Załóżmy, że szybowiec lecący z prędkością v na kącie natarcia α na skutek niesymetrycznego opływu przechyli się wokół osi podłużnej x–x. Najlepiej zjawisko to wyjaśnia rys. 11.12*a,b*. Jedno skrzydło przechyli się do dołu, a drugie do góry. Prędkość każdego skrzydła będzie teraz składała się z dwóch prędkości: prędkości lotu v i prędkości pionowej w, przy czym skrzydło idące do dołu ma prędkość w skierowaną do dołu, a skrzydło idące do góry ma prędkość w skierowaną do góry. Wypadkowe prędkości obu skrzydeł będą więc równe co do wartości, lecz o różnych kierunkach.



Rys. 11.12. Zmiana prędkości i kątów natarcia w korkociągu

Oznacza to, że kąty natarcia obydwu skrzydeł są różne, a mianowicie kąt natarcia skrzydła idącego do dołu zwiększył się o wartość $\Delta\alpha$, a skrzydła idącego do góry zmalał o tę samą wartość $\Delta\alpha$. A więc skrzydło idące w dół ma kąt natarcia $\alpha_d = \alpha + \Delta\alpha$, a skrzydło idące w górę $\alpha_g = \alpha - \Delta\alpha$. W zakresie podkrytycznych kątów natarcia (np. α_1 na rys. 11.12*b*) na skrzydle idącym w dół następuje przyrost c_z, a na idącym w górę — zmniejszenia c_z. Na skrzydle idącym w dół siła nośna wzrasta, a na przeciwnym maleje, powstaje więc moment o kierunku przeciwnym do pierwotnego przechylenia; moment ten przywraca skrzydło do pierwotnego położenia. Samo skrzydło — bez reakcji pilota — przeciwdziała zakłóceniu równowagi, czyli jest stateczne.

Inaczej będzie jednak na kącie natarcia większym od krytycznego (α_2 na rys. 11.12*b*). Zwiększeniu kąta natarcia będzie towarzyszyło zmniejszenie c_z, a więc na skrzydle idącym w dół siła nośna zmaleje, a na idącym w górę wzrośnie. Powstanie więc moment zgodny z kierunkiem obrotu, który pogłębi jeszcze bardziej przechylenie szybowca. Skrzydło jest więc niestateczne. Pod wpływem działającego momentu szybowiec zacznie się obracać dokoła osi x–x; zjawisko takie nazywane jest autorotacją.

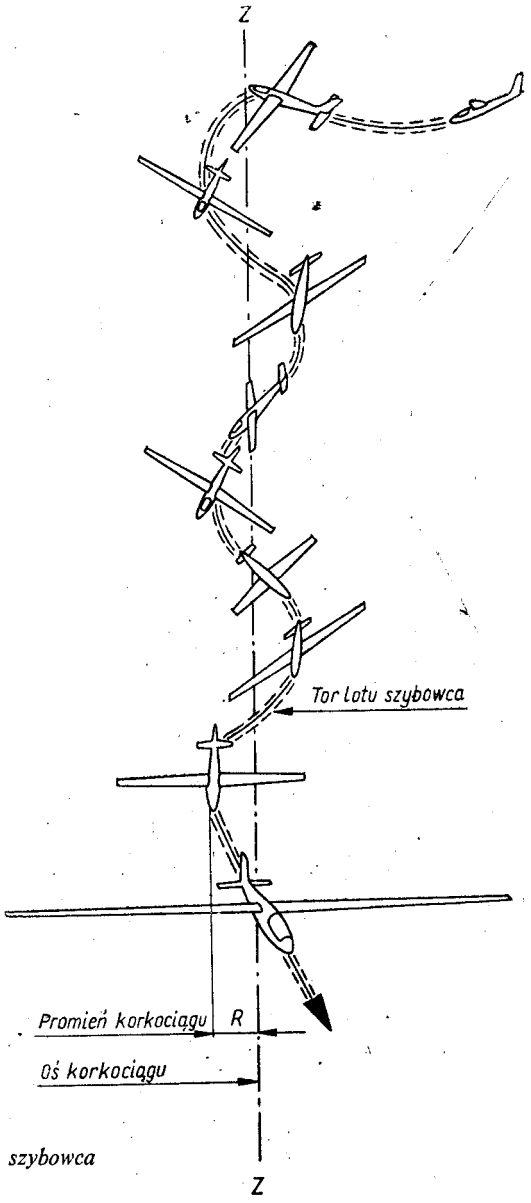
Jednocześnie ze zmianą współczynnika siły nośnej c_z na obydwu skrzydłach zmieni się również współczynnik oporu c_x, a więc i siła oporu P_x. Na skrzydle idącym do dołu (zwiększony kąt natarcia) c_x jest większe niż na skrzydle przeciwnym. Powstające siły P_x dają moment odchylający szybowiec wokół osi pionowej w stronę przechylenia. Jeżeli szybowiec znajdując się na nadkrytycznym kącie natarcia dozna przechylenia, to wskutek opisanych wyżej zjawisk zacznie się obracać jednocześnie dokoła osi podłużnej i pionowej. Tak wytworzony złożony ruch szybowca nazywa się korkociągiem. Środek ciężkości szybowca porusza się samoczynnie po linii spiralnej skierowanej do dołu, a szybowiec obraca się dokoła osi pionowej, którą nazywa się osią korkociągu. Ruch ten przedstawiony jest na rys. 11.13.

W czasie wykonywania ustalonego korkociągu na szybowiec działają następujące siły: siła nośna P_z, siła oporu P_x, siła ciężkości Q oraz siła odśrodkowa $P_{\text{odśr}}$, która powstaje w wyniku wirowania szybowca dokoła osi z–z, którą nazwaliśmy osią korkociągu.

Rozkład wszystkich sił działających na szybowiec przedstawiono na rys. 11.14. Widać tu, że siła nośna P_z równoważy się z siłą odśrodkową, a siła oporu P_x — z ciężarem szybowca Q.

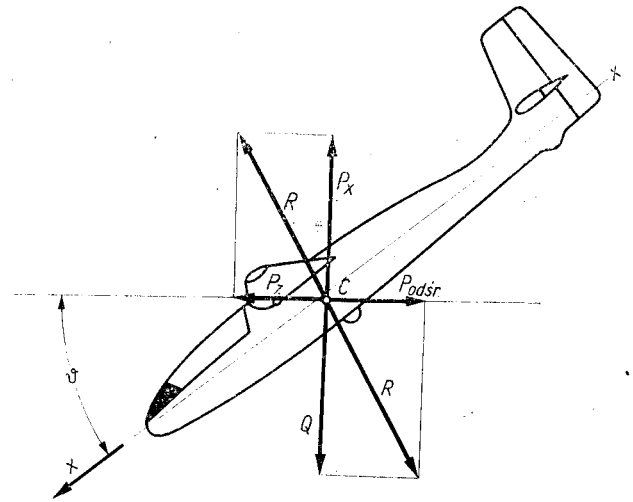
Korkociąg charakteryzuje się prędkością opadania większą od prędkości minimalnej; utrata wysokości w czasie jednej zwitki wynosi od kilkudziesięciu metrów — dla szybowców, do kilkuset — dla różnych typów samolotów. Rozróżnia się korkociąg stromy i płaski.

Korkociąg stromy charakteryzuje się dużym kątem ϑ (rys. 11.15) między osią kadłuba i ziemią, równym około 60°, podczas gdy w korkociągu płaskim kąt ten wynosi około 30°. Ponadto korkociąg stromy ma większy promień spirali R, większą prędkość opadania i mniejszą prędkość kątową wirowania niż korkociąg płaski. Kąty natarcia w korkociągu stromym są małe i wynoszą od 25 do 50°, w korkociągu płaskim natomiast są duże,

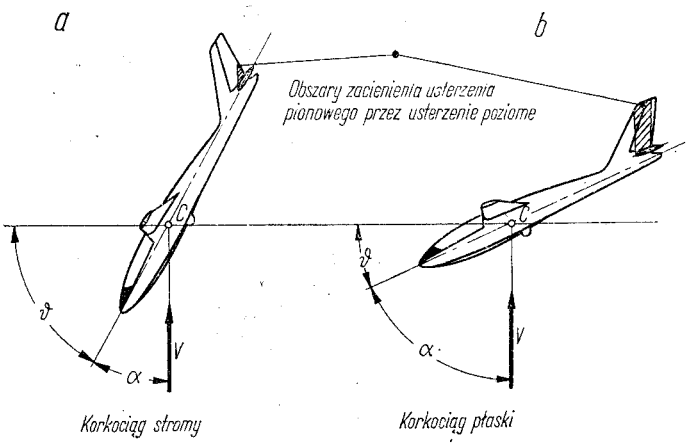


Rys. 11.13. Tor lotu szybowca w korkociągu

od 50 do 80°. Charakter korkociągu zależy od stosunku prędkości kątowych wokół podłużnej i pionowej osi szybowca. Gdyby szybowiec obracał się tylko dokoła osi podłużnej, wówczas korkociąg byłby najbardziej stromy, a szybowiec z nosem opuszczonym robiłby beczki i na odwrót, gdyby szybowiec obracał się tylko wokół osi pionowej, korkociąg byłby najbardziej płaski. Jeżeli prędkość kątowa wokół osi podłużnej równa



Rys. 11.14. Rozkład sił w korkociągu



Rys. 11.15. Korkociąg stromy i płaski

jest prędkości kątowej wokół osi pionowej, to kąt nachylenia kadłuba względem ziemi wynosi 45°. Korkociąg płaski jest niebezpieczniejszy od stromego. Ze względu na duże kąty natarcia, a więc i na oderwanie strug, występuje zmniejszenie efektywności usterzeń, ponadto usterzenie pionowe bardzo często znajduje się w cieniu aerodynamicznym usterzenia poziomego, co dodatkowo zmniejsza jego skuteczność (rys. 11.15).

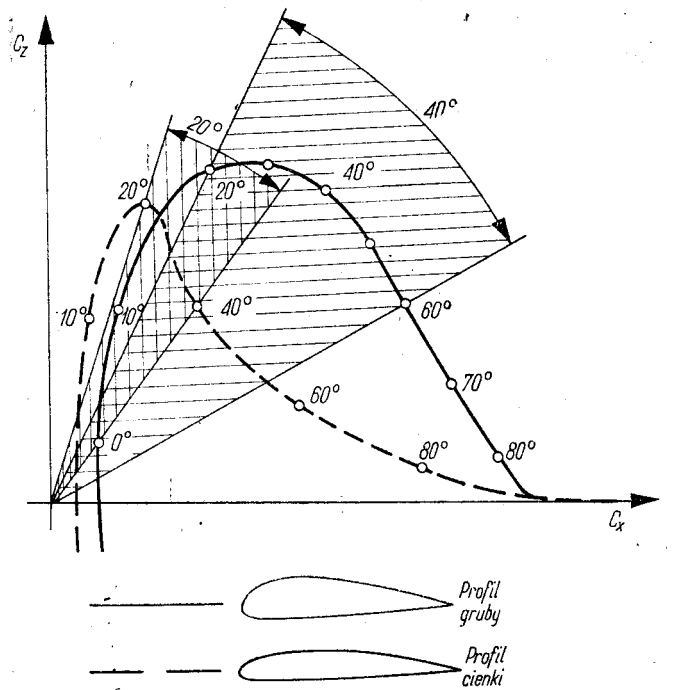
Mała efektywność sterów nie zawsze pozwala na szybkie wyprowadzenie z korkociągu płaskiego. Aby wyprowadzić szybowiec z korkociągu płas-

kiego pilot musi wywrzeć na stery duże siły, gdyż stery mają tendencję do utrzymywania się w położeniu sprzyjającym korkociągowi. W korkociągu stromym natomiast wystarczy najczęściej puścić stery, a szybowiec zaczyna sam z niego wychodzić.

Najważniejszymi czynnikami wpływającymi na charakter korkociągu i zachowanie się szybowca podczas wprowadzenia i wyprowadzenia z niego są:

1) rodzaj profilu i rozpiętość skrzydeł,
2) położenie środka ciężkości szybowca — wyważenie,
3) rozłożenie mas wzdłuż osi kadłuba,
4) wzajemne usytuowanie usterzenia wysokości i kierunku,
5) wychylenie sterów.

Rodzaj profilu i rozpiętość skrzydeł. Na rys. 11.16 przedstawiono biegunową dla profilu grubego z tępym noskiem i dla cienkiego z ostrym nos-



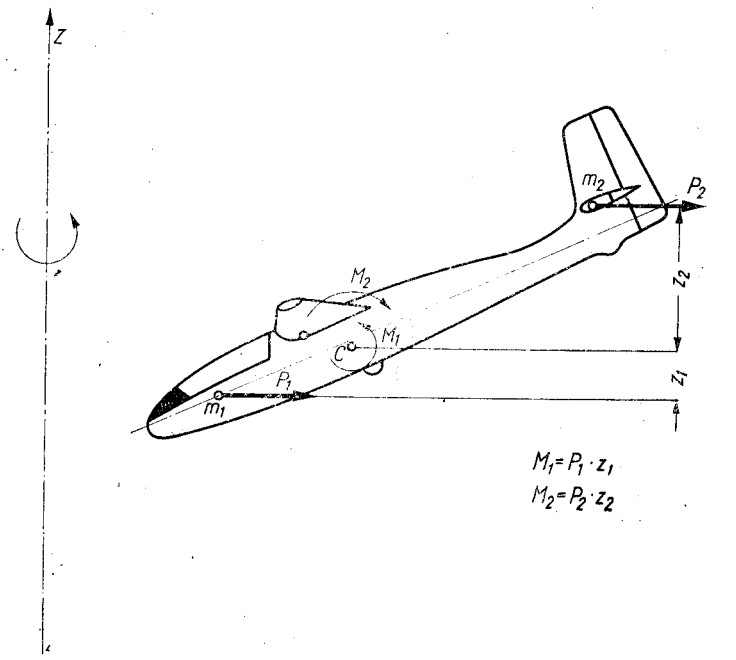
Rys. 11.16. Biegunowa profili o różnych grubościach

kiem. Dla profilu grubego współczynnik siły nośnej c_z w zakresie krytycznych kątów natarcia zmienia się bardzo łagodnie, natomiast dla profilu cienkiego c_z po przekroczeniu α_{kr} gwałtownie spada. Oznacza to, że skrzydło o grubym profilu wskutek małej różnicy sił nośnych na prawym i lewym skrzydle trudno wchodzi w korkociąg, lecz po wejściu ma tendencję do korkociągu płaskiego (mała prędkość kątowa dokoła osi podłużnej, a duża wokół osi pionowej), natomiast skrzydło o cienkim profilu łatwo wpada w korkociąg stromy (duża różnica współczynników c_z na

obydwu płatach, czyli duża prędkość kątowa wokół osi podłużnej). Ponadto w przypadku szybowców o grubym profilu korkociąg jest możliwy w większym zakresie kątów natarcia ($\alpha = 25° \div 60°$) niż szybowców o profilu cienkim ($\alpha = 25° \div 40°$). Im większa jest rozpiętość skrzydeł szybowca, tym większa jest prędkość obrotu w korkociągu, gdyż daje większe różnice kątów natarcia (a więc różnice między c_z i c_x) na prawym i lewym skrzydle i sprzyja samoczynnemu obrotowi.

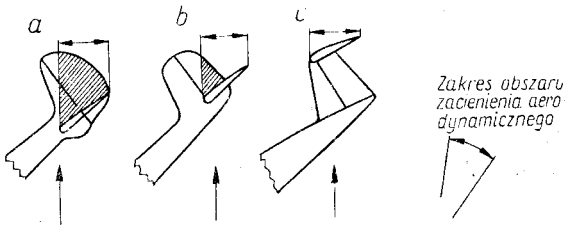
Położenie środka ciężkości ma duży wpływ przy wprowadzaniu i wyprowadzaniu szybowca z korkociągu, lecz nieznacznie wpływa na charakter korkociągu. Przy tylnym położeniu środka ciężkości potrzebne są mniejsze wychylenia steru wysokości na siebie i łatwo można szybowiec wprowadzić w korkociąg. Natomiast wyprowadzenie z korkociągu jest znacznie trudniejsze niż szybowca z przednim położeniem środka ciężkości.

Rozłożenie mas wzdłuż osi kadłuba, położonych za środkiem ciężkości, powoduje zmniejszenie kąta nachylenia kadłuba względem ziemi, czyli rozpłaszczenie korkociągu. Wynika stąd to, że w czasie obrotu masy te dają siły odśrodkowe skierowane jak na rys. 11.17. Siła ta względem środka ciężkości szybowca daje moment zadzierający $M_2 = P_2 \cdot z_2$, który obraca szybowiec nosem do góry. Jedynie masy leżące przed środkiem ciężkości dają moment pochylający szybowiec, np. masa m_1 daje moment $M_1 = P_1 \cdot z_1$. Dlatego z punktu widzenia korkociągu korzystne jest umieszczenie pilota daleko z przodu szybowca, gdyż czyni to korkociąg stromym.



Rys. 11.17. Wpływ rozłożenia mas na kąt natarcia w korkociągu

Wzajemne usytuowanie usterzenia wysokości względem usterzenia kierunku wpływa przede wszystkim na skuteczność działania sterów. Na dużych kątach natarcia usterzenia opływane są od dołu i z boku pod dużymi kątami, występuje więc zacienienie usterzenia pionowego przez usterzenie poziome i kadłub, a więc zmniejszenie skuteczności działania usterzenia pionowego. W korkociągu płaskim zacienienie to obejmuje większy obszar steru kierunku niż w korkociągu stromym, a więc i efektywność steru kierunku jest mniejsza. Na rys. 11.18 pokazano, jakie usytuowanie wzajemne



Rys. 11.18. Zacienienie usterzeń w korkociągu

usterzeń jest korzystne z punktu widzenia skuteczności działania sterów.

Wychylenie sterów. Ogólnie działanie wszystkich sterów w korkociągu pogarsza się wskutek opływu ich pod bardzo dużym kątem natarcia z dołu i z boku. W ustalonym korkociągu skuteczność sterów zmniejsza się wskutek mniejszej prędkości po torze i silnego obrotu szybowca oraz wzajemnego zacienienia. Efektywność działania całego usterzenia ogonowego w dużym stopniu zależy od charakteru korkociągu — co omówiono wyżej.

W prowadzenie i wyprowadzenie z korkociągu. Szybowiec można wprowadzić w korkociąg albo celowo, np. w celach szkoleniowych lub demonstracji, albo też, co często się zdarza, wskutek błędów pilotażowych. Wyprowadzenie z korkociągu natomiast może nastąpić tylko przez umiejętne manewrowanie sterami. Najbardziej niebezpieczny jest korkociąg na małej wysokości, dlatego należy zwrócić szczególną uwagę, aby każdy pilot latający samodzielnie umiał wyprowadzić szybowiec z korkociągu.

Najczęstszym przypadkiem niecelowego wpadnięcia w korkociąg jest wykonywanie podciągniętego zakrętu z wyślizgiem (patrz p. 11.4). Zmniejszenie prędkości w zakręcie powoduje zwiększenie kąta natarcia powyżej krytycznego, oderwanie strug i zwalenie się szybowca w korkociąg w stronę zakrętu. Często także podczas wykonywania ślizgu przy przejściu na nadkrytyczne kąty natarcia szybowiec wali się w korkociąg w stronę przeciwną do ślizgu. Te dwa przypadki są szczególnie niebezpieczne ze względu na małą wysokość lotu, na jakiej się wykonuje opisane manewry. Należy więc zwracać szczególną uwagę, aby zarówno zakręty, jak i ślizg nad ziemią wykonywać na zwiększonej prędkości.

Celowe wprowadzenie w korkociąg może nastąpić z lotu prostoliniowego przez zmniejszenie prędkości lotu, przez stopniowe ściągnięcie drążka na siebie. Gdy prędkość dochodzi do prędkości minimalnej, należy energicz-

nie dociągnąć drążek sterowy na siebie do oporu, wychylając jednocześnie pełny ster kierunku w stronę zamierzonego korkociągu. Szybowiec zwali się na skrzydło i zacznie obracać się w stronę wychylonego steru kierunku. Korkociąg poznaje się po opuszczonym nosie szybowca i dość szybkim wirowaniu dokoła osi pionowej.

Wyprowadzenie z korkociągu należy rozpocząć przez wychylenie energiczne steru kierunku w stronę przeciwną do obrotu, co powoduje zaprzestanie wirowania szybowca; w ślad za tym należy wychylić drążek sterowy od siebie — szybowiec jeszcze bardziej opuści nos, przejdzie na mniejsze kąty natarcia i wyjdzie z korkociągu. Gdy szybowiec przestanie się obracać, należy wyrównać stery do neutrum. Lotki powinny być zazwyczaj w położeniu neutralnym. Podczas wyprowadzania nie należy za wcześnie wychylać steru wysokości, gdyż wychylenie go w dół zwiększa zacienienie steru kierunku, a więc zmniejsza jego skuteczność.

Niektóre szybowce mają tendencje do przechodzenia z korkociągu stromego w płaski, co łatwo można poznać po zmniejszeniu kąta nachylenia kadłuba do ziemi, zmniejszeniu szybkości (charakterystyczna cisza w szybowcu), dużej prędkości wirowania i małych, prawie nieodczuwalnych siłach na sterach. W takim przypadku należy doprowadzić szybowiec z powrotem do położenia stromego przez wychylenie lotek w stronę korkociągu, a następnie wyprowadzać tak jak z korkociągu stromego.

Należy zawsze pamiętać, aby nie dopuszczać do korkociągu nisko nad ziemią.

11.6

LOT NURKOWY

Lotem nurkowym nazywany jest bardzo stromy lot ślizgowy na kącie natarcia odpowiadającym zerowej wartości współczynnika siły nośnej c_z (rys. 11.19). Ciężar szybowca Q równoważony jest przez siłę oporu P_x, a moment od sił aerodynamicznych na skrzydle M równoważy moment od siły P_H na sterze wysokości.

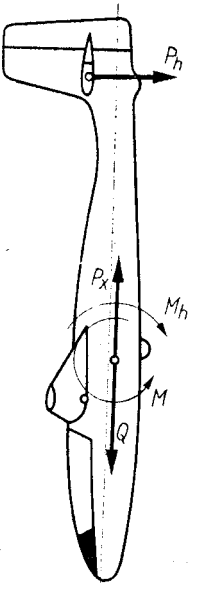
Równanie równowagi ma postać:

$$Q = P_x = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v_n^2 \cdot c_x \tag{11.30}$$

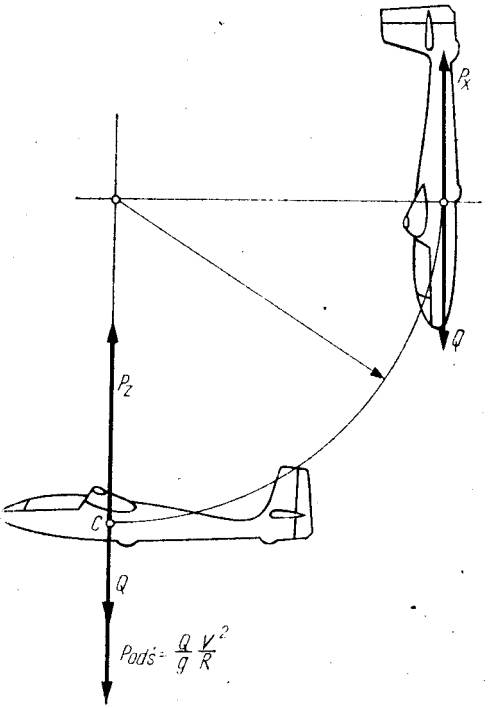
Można stąd znaleźć prędkość lotu nurkowego:

$$v_n = \frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_x} \tag{11.31}$$

Ponieważ współczynnik c_x, zwłaszcza dla kąta natarcia, gdzie $c_z = 0$, ma bardzo małą wartość, to prędkość w locie nurkowym może być bardzo duża i groźna dla konstrukcji. W locie nurkowym współczynnik przeciążenia $n = \frac{P_z}{Q} = 0$, bo $c_z = 0$. Jednak przy wyprowadzaniu szybowca z lotu nurkowego, działają na konstrukcję duże obciążenia. Wyprowa-



Rys. 11.19. Rozkład sił w locie nurkowym



Rys. 11.20
Wyprowadzenie z lotu nurkowego

dzanie takie, nazwane „wyrwaniem" szybowca, odbywa się po torze kołowym o promieniu R (rys. 11.20). W pierwszej chwili wyrwania przez ściągnięcie steru wysokości zwiększa się kąt natarcia na skrzydle, pojawia się na nim siła nośna P_z oraz odśrodkowa siła bezwładności $P_{odśr} = m \cdot \frac{v^2}{R}$. W najniższym punkcie toru siła odśrodkowa $P_{odśr}$ i ciężar Q są równoważone przez siłę nośną P_z, czyli $P_z = Q + P_{odśr}$. Współczynnik przeciążenia konstrukcji $n = \frac{P_z}{Q}$ w tej fazie lotu wynosi:

$$n = \frac{Q + \frac{Q}{g}\frac{v^2}{R}}{Q} = 1 + \frac{v^2}{g \cdot R} \qquad (11.32)$$

i jest tym większy, im większa jest prędkość szybowca i mniejszy promień wyrwania z lotu nurkowego.

Ponieważ prędkość w locie nurkowym jest duża, więc aby zmniejszyć współczynnik przeciążenia konstrukcji n, ogranicza się prędkość w locie nurkowym przez otwarcie hamulców; zwiększa się wówczas współczynnik oporu c_x, a więc zmniejsza się prędkość w locie nurkowym. Przeciążenie n działa również na pilota.

Rozdział 12

OSIĄGI SZYBOWCA

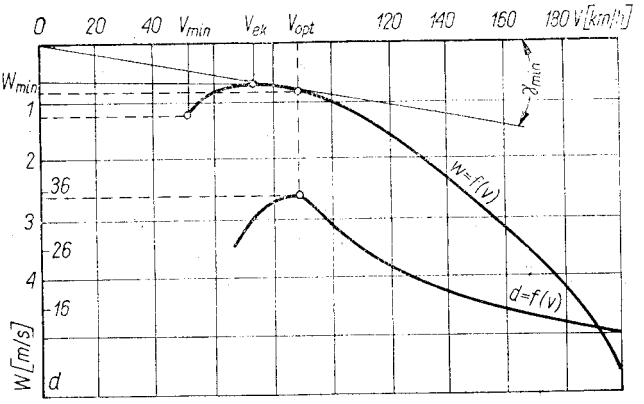
12.1

BIEGUNOWA PRĘDKOŚCI SZYBOWCA

Własności aerodynamiczne szybowca obrazuje jego biegunowa, czyli krzywa zależności $c_z = f(c_x)$. Mówiąc o locie ślizgowym (p. 11.1) wyznaczono na tej krzywej charakterystyczne punkty, odpowiadające interesującym pilota stanom lotu. Jednak krzywa ta nie jest bezpośrednio przydatna dla pilota, który nie dysponuje przyrządami do pomiaru współczynników c_z, c_x czy kąta natarcia α.

Znając biegunową aerodynamiczną $c_z = f(c_x)$ oraz ciężar szybowca Q i powierzchnię skrzydeł S można zbudować krzywą zależności prędkości opadania w funkcji prędkości lotu $w = f(v)$. Krzywa ta, nazwana biegunową prędkości szybowca, najlepiej oddaje własności lotne i może być bezpośrednio wykorzystana przez pilota. Krzywa ta odgrywa bardzo ważną rolę w wyczynowym sporcie szybowcowym i jest podstawą taktyki przelotowej. Mając biegunową szybowca (rys. 11.2), ciężar Q i powierzchnię S z wzorów na prędkość v lotu poziomego (11.3) i prędkość opadania w (11.11) można

sporządzić krzywą $w = f(v)$ dla zakresu biegunowej od $c_z = 0$ do $c_{z\,max}$. Prędkość opadania w podawana jest w m/s, natomiast prędkość lotu wzdłuż toru w km/h, ze względu na wskazania przyrządów i ogólnie przyjęte jednostki. Gdyby prędkości w i v odmierzone były w tych samych jednostkach, wówczas kąt γ na biegunowej prędkości byłby rzeczywistym kątem lotu ślizgowego. Na rys. 12.1 przedstawiono biegunową prędkości dla szybowca



Rys. 12.1. Biegunowa prędkości szybowca

„Foka". Na wykresie tym punktowi $c_{z\,max}$ odpowiada minimalna prędkość w locie ślizgowym v_{min}. Ekonomicznemu kątowi natarcia α_{ek} odpowiada (jak wiadomo z punktu 11.1) najmniesza prędkość opadania w_{min}, a odpowiadającą mu prędkość lotu nazywa się prędkością ekonomiczną v_{ek}. Optymalnemu kątowi natarcia α_{opt} i współczynnikowi c_{zopt} odpowiada, jak obliczono na podstawie wzoru (11.4), minimalny kąt toru γ_{min} i największa doskonałość $d = \frac{c_z}{c_x}$, a odpowiadającą mu prędkość nazwano prędkością optymalną v_{opt}. Punkt ten otrzymuje się przez wykreślenie z początku układu stycznej do krzywej. Na wykresie (rys. 12.1) naniesiono również krzywą doskonałości w funkcji prędkości lotu

$$d = \frac{c_z}{c_x} = f(v)$$

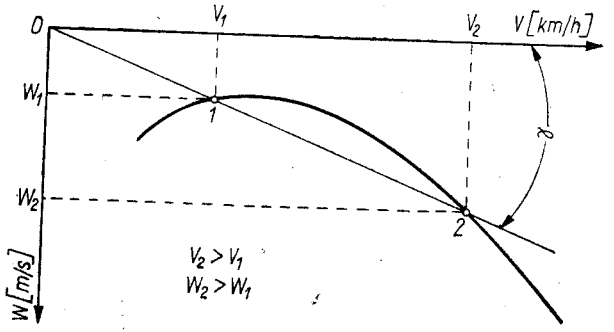
Na każdej biegunowej można więc określić następujące charakterystyczne prędkości:

v_{min} — prędkość minimalna szybowca i odpowiadająca jej w_{vmin} — prędkość opadania,

v_{ek} — prędkość ekonomiczna lotu i odpowiadająca jej w_{min} — najmniejsza prędkość opadania,

v_{opt} — prędkość optymalna odpowiadająca najmniejszemu kątowi toru lotu γ i największej doskonałości szybowca, czyli prędkość, przy której szybowiec uzyska największy zasięg w locie ślizgowym.

Jeśli z początku układu współrzędnych poprowadzi się prostą pod dowol-



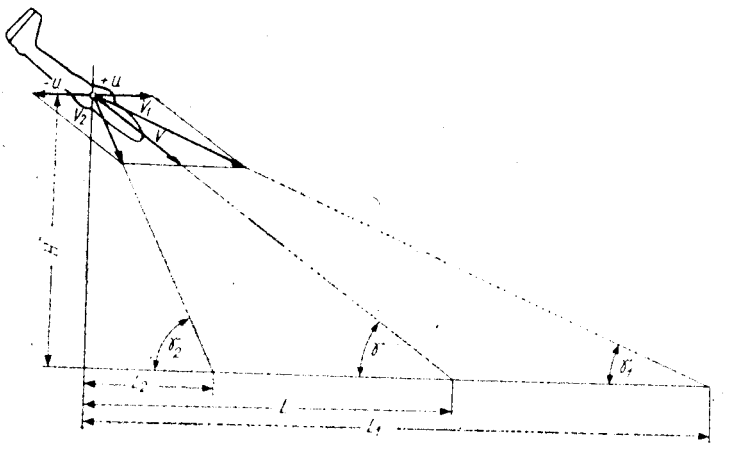
Rys. 12.2. Kąt toru lotu

nym kątem γ, to przetnie ona biegunową prędkości w dwóch punktach. Oznacza to, że pod tym samym kątem do ziemi można lecieć na prędkości v_1 z prędkością opadania równą w_1 lub na prędkości $v_2 > v_1$ i z prędkością opadania $w_2 > w_1$ (rys. 12.2).

12.2

DOSKONAŁOŚĆ I ZASIĘG SZYBOWCA

W punkcie 11.1, omawiając lot ślizgowy wprowadzono pojęcie doskonałości szybowca $d = \frac{c_z}{c_x}$ oraz zasięgu $L = H \cdot \frac{c_z}{c_x}$. Wzór (11.17) na zasięg



Rys. 12.3. Wpływ wiatru na zasięg szybowca

$\bar{v} + \bar{u} = \bar{v}_1$; $\bar{v} - \bar{u} = \bar{v}_2$ ($\bar{u}$ — prędkość wiatru)

$L_1 > L$ — *lot z wiatrem*

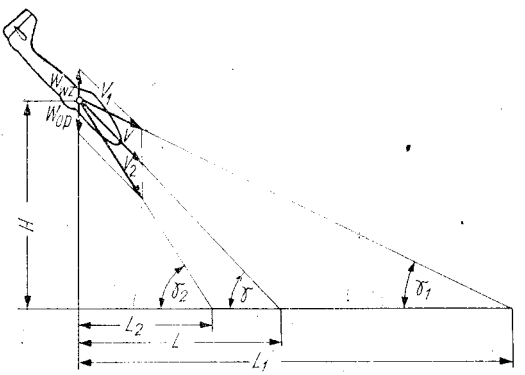
$L_2 < L$ — *lot pod wiatr*

L — *lot bez wiatru*

$$\frac{L_1}{H} > \frac{L}{H} > \frac{L_2}{H}$$

jest słuszny dla lotu w spokojnym powietrzu, kiedy prędkość lotu jest równa prędkości względem ziemi. Dla takich warunków również sporządzono biegunową prędkości w p. 12.1.

W przypadku lotu rzeczywistego prędkość lotu względem ziemi zmienia się co do wartości i kierunku pod wpływem wiatru i prądów pionowych. Wpływa to na wielkość zasięgu szybowca, którą również mierzy się względem ziemi. Na rys. 12.3 zilustrowano wpływ wiatru na zasięg szybowca. Zasięg szybowca dla lotu z wiatrem zwiększa się (L_{1rzecz}), a dla lotu pod wiatr zmniejsza się (L_{2rzecz}). W przypadku lotu z prądem wznoszącym lub opadającym zjawisko przebiega analogicznie (rys. 12.4).



Rys. 12.4. Wpływ prądów pionowych na zasięg szybowca

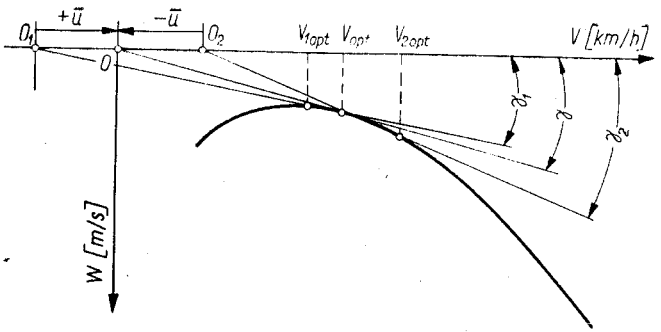
$$L_1 > L > L_2; \quad \frac{L_1}{H} > \frac{L}{H} > \frac{L_2}{H}$$

$\bar{v}+\bar{w}_{wzn} = \bar{v}_1$ *lot ze wznoszeniem*

$\bar{v}-\bar{w}_{op} = v_2$ *lot z opadaniem*

Mając obliczoną biegunową prędkości dla spokojnego powietrza można określić prędkość optymalną i odpowiadający jej największy zasięg również w warunkach istnienia wiatru i prądów pionowych. Na rys. 12.5 zilustrowano wpływ wiatru czołowego i tylnego na biegunową prędkości. W warunkach bezwietrznych prędkość odpowiadająca maksymalnemu zasięgowi wynosi v_{opt}. W przypadku wiatru tylnego o prędkości u prędkość szybowca względem ziemi wynosi $v_z = v+u$, czyli wartość prędkości poziomej v w każdym punkcie biegunowej należy zwiększyć o wielkość u, pozostawiając wartość prędkości pionowej w bez zmian. Zamiast rysować drugą krzywą w układzie $v_z = f(v)$, ten sam efekt można uzyskać przesuwając początek układu współrzędnych do punktu 0_1 w lewo o wartość u. Prędkość lotu v_{1opt} wyznacza się przez prowadzenie stycznej do krzywej z nowego początku układu współrzędnych 0_1.

W przypadku wiatru czołowego prędkość szybowca względem ziemi jest mniejsza o wartość u i wynosi w każdej chwili $v_z = v - u$ przy niezmienionej prędkości pionowej w. Po przesunięciu teraz początku układu współ-

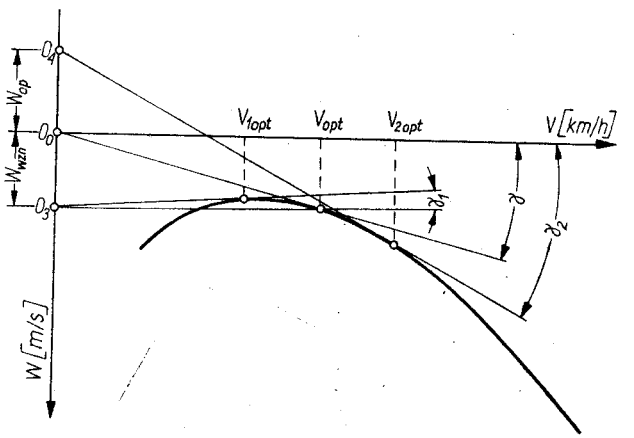


Rys. 12.5. Określenie prędkości największego zasięgu w przypadku lotu z wiatrem

$\gamma_2 > \gamma > \gamma_1 \quad v_{2opt} > v_{opt} > v_{1opt}$
$v_{1\,opt}$ — *lot z wiatrem,*
v_{opt} — *lot bezwietrzny,*
$v_{2\,opt}$ — *lot pod wiatr*

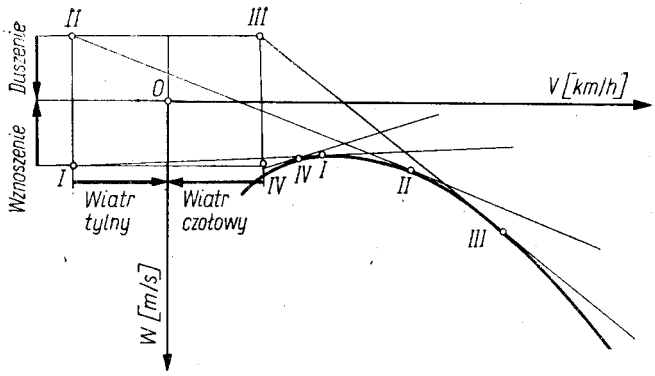
rzędnych do punktu 0_2 w prawo o wartość u, odejmuje się prędkość wiatru od prędkości lotu. Przeprowadzenie stycznej do biegunowej z punktu 0_2 wyznacza v_{2opt}, prędkość największego zasięgu szybowca w locie pod wiatr.

Analogiczny sposób postępowania umożliwia obliczenie wpływu prądów pionowych na zasięg szybowca (rys. 12.6). Przy prądzie wznoszącym początek układu należy przesunąć równolegle w dół do punktu 0_3, a przy prą-



Rys. 12.6. Określenie prędkości największego zasięgu w przypadku prądów pionowych

$\gamma_2 > \gamma > \gamma_1$
$v_{2opt} > v_{opt} > v_{1opt}$,
$v_{1\,opt}$ — *lot na prądzie wznoszącym, wznoszenie,*
v_{opt} — *lot bez prądów pionowych,*
v_{2opt} — *lot w prądzie opadającym*



Rys. 12.7. Określenie prędkości największego zasięgu w różn ych warunkach lotu

I — wznoszenie + wiatr tylny, *II* — duszenie + wiatr tylny, *III* — duszenie + wiatr czołowy, *IV* — wznoszenie + wiatr czołowy

dzie opadającym — równolegle w górę do punktu 0_4 i z tych punktów prowadzić styczne do krzywej w celu wyznaczenia prędkości największego zasięgu. Oczywiście, jeżeli jednocześnie występują wiatry i prądy pionowe, początek układu należy przesunąć równolegle do jednej i drugiej osi współrzędnych jak na rys. 12.7, na którym przedstawiono wykreślenie stycznej do krzywej dla różnych wariantów lotu.

12.3

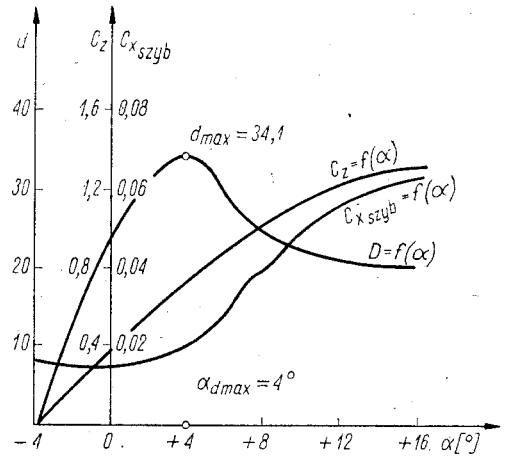
PODWYŻSZANIE DOSKONAŁOŚCI SZYBOWCÓW

Doskonałością szybowca (p. rozdz. 11) jest stosunek współczynnika siły nośnej c_z do współczynnika siły oporu c_x:

$$d = \frac{c_z}{c_x}$$

Współczynniki c_z i c_x zależą od kąta natarcia α, a więc doskonałość d rów- nież zmienia się wraz z nimi. Na rys. 12.8 pokazano, jak zmieniają się c_z i c_x i doskonałość d w funkcji kąta natarcia α dla szybowca „Zefir". Dla pilotów często taką krzywą doskonałości sporządza się w funkcji prędkości lotu v i umieszcza się obok biegunowej prędkości $v = f(w)$, co jest o tyle wygodne, że pilot może odczytać, z jaką doskonałością leci na danej prędkości. Dla przykładu podano na rys. 12.1 taką krzywą dla szybowca „Foka".

Im większy jest więc stosunek $\frac{c_z}{c_x}$, tym doskonałość jest większa. O zaletach szybowca wysokowyczynowego i zawodniczego decyduje doskonałość, ona bowiem świadczy o wartości opadania szybowca w zakresie dużych pręd-



Rys. 12.8. Charakterystyki aerodynamiczne szybowca „Zefir"

kości, z jakimi latają piloci na przeskokach między kominami. Doskonałość jako stosunek c_z do c_x dla danego kąta natarcia nie zależy od czynników zewnętrznych, lecz od charakterystyk aerodynamicznych szybowca.

Wpływ na doskonałość ma więc tylko konstruktor, który dobiera dla danego szybowca charakterystyki aerodynamiczne oraz narzuca kształty poszczególnych elementów. Doskonałość można zwiększyć przez zmniejszenie współczynnika oporu szybowca c_x i zwiększenie współczynnika siły nośnej c_z. Jak wiadomo, współczynnik oporu c_x całego szybowca jest sumą współczynników oporu poszczególnych elementów szybowca oraz tzw. współczynnika oporu interferencji $c_{x\text{interf}}$, który wynika z wzajemnego przenikania np. skrzydła z kadłubem, usterzenia z kadłubem itp.

$$c_{x\,\text{szyb}} = c_{x\,\text{skrz}} + c_{x\,\text{kadł}} + c_{x\,\text{ustrz}} + c_{x\,\text{podw}} + c_{x\,\text{interf}} \qquad (12.1)$$

Opór wszystkich części szybowca poza skrzydłem określa się jako „opór szkodliwy". Można więc współczynnik oporu szybowca napisać jako

$$c_{x\,\text{szyb}} = c_{x\,\text{skrz}} + c_{x\,\text{szk}} + c_{x\,\text{interf}} \qquad (12.2)$$

Aby zmniejszyć $c_{x\text{szyb}}$, należy zmniejszyć opory poszczególnych elementów. Na opór szkodliwy $c_{x\text{szk}}$ składają się opór kształtu i opór tarcia. Zmniejszenie oporu szkodliwego osiąga się przez dobieranie kadłuba o jak najmniejszym przekroju poprzecznym powierzchni, o jak najbardziej opływowym, aerodynamicznym kształcie i o dużej gładkości powierzchni. Odnosi się to również do pozostałych elementów szybowca. Zmniejszenie oporu interferencyjnego można uzyskać przez staranne opracowanie przejść skrzydła w kadłub i usterzeń w kadłub oraz zlikwidowanie wszelkich części wystających, np. klapek powodujących zaburzenia przepływu.

Opór skrzydła składa się z oporu profilowego c_{xp} (opór kształtu i opór tarcia) oraz z tzw. „oporu indukowanego" c_{xi}

$$c_{x\,\text{skrz}} = c_{xp} + c_{xi} \qquad (12.3)$$

gdzie:

$$c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \cdot \Lambda_{ef}} \tag{12.4}$$

gdzie Λ_{ef} — efektywne wydłużenie skrzydła.

Opór profilowy dla danego profilu zależy od kształtu i gładkości powierzchni skrzydła, natomiast opór indukowany dla danego kąta natarcia zależy od wydłużenia efektywnego skrzydła Λ_{ef}. Im skrzydło ma większe wydłużenie, tym jego opór indukowany będzie mniejszy, a więc i opór całkowity również zmaleje, co wpłynie na zwiększenie doskonałości szybowca.

Okazuje się, że w ramach różnych profilów, którymi dysponuje konstruktor, dobierając profil do danego szybowca, istnieje pewna rodzina tzw. „profilów laminarnych", które odznaczają się zdecydowanie mniejszym oporem w pewnym zakresie prędkości niż profile klasyczne (rys. 6.12). Zwłaszcza profile laminarne o małej grubości względnej odznaczają się małymi oporami. Zastosowanie więc dla skrzydeł profilów laminarnych, o małej grubości, zwiększa doskonałość szybowców. Jednocześnie należy zwrócić uwagę na konieczność zachowania bardzo dużej gładkości skrzydeł o profilach laminarnych, warunkującej utrzymanie małej wartości współczynnika oporu c_{xp}. Drugi sposób zwiększenia doskonałości poprzez zwiększenie współczynnika siły nośnej c_z polega na zwiększeniu powierzchni skrzydeł w locie za pomocą wszelkiego rodzaju klap zwiększających siłę nośną. Okazuje się jednak, że stosowanie na skrzydłach wszelkiego rodzaju poszerzaczy sprawia bardzo duże kłopoty konstrukcyjne, natomiast proste klapy zwiększają również opór.

Reasumując należy stwierdzić, że konstruktor ma wpływ na podwyższenie doskonałości szybowca przez:

1) dobranie jak najbardziej aerodynamicznych kształtów wszystkich elementów szybowca i usunięcie wszelkich źródeł zakłóceń przepływu na szybowcu,
2) stosowanie dużych wydłużeń skrzydeł,
3) stosowanie profilów laminarnych na skrzydle i na usterzeniach, o dużej gładkości powierzchni.

12.4 WPŁYW WYSOKOŚCI LOTU h I OBCIĄŻENIA Q/S NA WŁASNOŚCI LOTNE SZYBOWCA

Przy określaniu własności lotnych szybowca należy posługiwać się biegunową prędkości szybowca (rys. 12.1), na podstawie której można określić najkorzystniejsze w danych warunkach prędkości lotu. Kształt biegunowej prędkości mówi o możliwościach wyczynowych szybowca. Dlatego też wpływ wysokości h i obciążenia szybowca Q/S omówiono na przykładzie biegunowej.

Wpływ wysokości lotu h. Gęstość powietrza maleje ze wzrostem wysokości,

więc v i w rosną wraz ze wzrostem wysokości. Biegunowa prędkości na rysunku 12.1 sporządzona jest dla określonej wysokości h. Dla każdej innej wysokości h można również sporządzić taką biegunową, wstawiając odpowiadającą tej wysokości gęstość ϱ_h. Wpływ wysokości zarówno na prędkość v, jak i na prędkość opadania w jest taki sam i aby z biegunowej prędkości obliczonej dla wysokości $h = 0$ przejść na biegunową dla jakiejś innej wysokości h, należy skorzystać z następujących zależności;

$$\frac{v_h}{v_0} = \frac{\sqrt{\dfrac{2Q}{\varrho_h \cdot S \cdot c_z}}}{\sqrt{\dfrac{2Q}{\varrho_0 \cdot S \cdot c_z}}} = \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}}$$

stąd:

$$v_h = v_0 \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}} \tag{12.5}$$

i analogicznie:

$$\frac{w_h}{w_0} = \frac{\sqrt{\dfrac{2Q}{\varrho_h \cdot S} \cdot \dfrac{c_x^2}{c_z^3}}}{\sqrt{\dfrac{2Q}{\varrho_0 \cdot S} \cdot \dfrac{c_x^2}{c_z^3}}} = \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho h}}$$

stąd:

$$w_h = w_0 \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}} \tag{12.6}$$

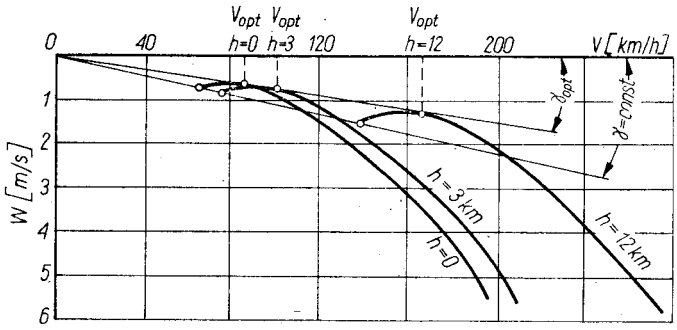
Biegunową prędkości dla dowolnej wysokości h otrzymuje się przez pomnożenie współrzędnych punktów krzywej odpowiadającej wysokości $h = 0$ przez stałą wartość $\sqrt{\dfrac{\varrho_0}{\varrho_h}}$.

Wartości $\sqrt{\dfrac{\varrho_0}{\varrho_h}}$ dla różnych wysokości lotu:

h km	0	0,5	1	1,5	2	3	4	5	6
$\sqrt{\varrho_0/\varrho_h}$	1,0	1,024	1,050	1,670	1,103	1,161	1,223	1,290	1,363

8	10	12	15
1,528	1,778	1,986	2,516

W celu zilustrowania wpływu wysokości na biegunową prędkości, sporządzono biegunową prędkości dla trzech wysokości lotu: $h = 0, h = 3$ km i $h = 12$ km, przedstawioną na rys. 12.9. Cechą charakterystyczną jest to, że punkty biegunowej odpowiadające tej samej wartości kąta natarcia przesuwają się dla różnych wysokości po prostych poprowadzonych przez początek układu współrzędnych pod określonym kątem γ. Na przykład kąt γ_{min} dla wysokości $h = 0$



Rys. 12.9. Wpływ wysokości lotu h na biegunową prędkości (szybowiec „Foka")

$$\operatorname{tg}\gamma_{min} = \frac{w_0}{v_0}$$

i na wysokości h odpowiada mu kąt γ_h

$$\operatorname{tg}\gamma_h = \frac{w_h}{v_h} = \frac{w_0\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}}}{v_0\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}}} = \frac{w_0}{v_0} = \operatorname{tg}\gamma_{min}$$

i tak jest dla każdego innego kąta γ. Kąt toru dla różnych wysokości h nie zmienia się.

Doskonałość szybowca nie zależy od jego wysokości, lecz tylko od charakterystyki aerodynamicznej $d = \frac{c_z}{c_x}$. Wraz ze wzrostem wysokości lotu te same własności szybowca (ta sama doskonałość) występują dla większych prędkości lotu ze względu na zmniejszanie się gęstości powietrza. Z biegunowych szybowca „Foka" (rys. 12.9) można odczytać, że dla wysokości 0 m prędkość optymalna $v_{opt} = 86$ km/h, na wysokości 3 km wynosi ona już $v_{opt\ 3\ km} = 100$ km/h, natomiast na wysokości 12 km jest ona prawie już dwukrotnie wyższa i wynosi $v_{opt\ 12\ km} = 153$ km/h. Ze wzrostem wysokości te same własności lotne szybowca przesuwają się wzdłuż prostych przeprowadzonych z początku układu współrzędnych w kierunku większych prędkości lotu.

Wpływ jednostkowego obciążenia powierzchni skrzydła Q/S na biegunową szybowca. Aby bezpośrednio uwidocznić wpływ obciążenia Q/S, można przedstawić wzory (12.6) w postaci:

$$v = \sqrt{\frac{2}{\varrho \cdot c_z}}\sqrt{\frac{Q}{S}}$$
$$w = \sqrt{\frac{2c_x^2}{\varrho \cdot c_z^3}}\sqrt{\frac{Q}{S}} \qquad (12.7)$$

Widać z nich, że zarówno prędkość v, jak i w zależą wprost proporcjonalnie od obciążenia powierzchni Q/S. Im obciążenie Q/S jest większe, tym prędkości te będą większe. Wpływ tego obciążenia ma taki sam charakter jak wpływ wysokości lotu h.

Rozpatrzmy lot na tym samym kącie natarcia dla dwóch różnych obciążeń skrzydeł $(Q/S)_1$ i $(Q/S)_2$. Wówczas prędkości określą wzory:

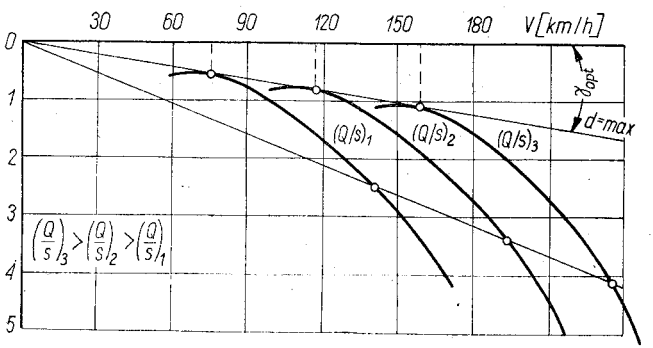
$$v_1 = \sqrt{\frac{2}{\varrho \cdot c_z}} \sqrt{\left(\frac{Q}{S}\right)_1} \qquad v_2 = \sqrt{\frac{2}{\varrho \cdot c_z}} \sqrt{\left(\frac{Q}{S}\right)_2}$$
$$w_1 = \sqrt{\frac{2c_x^2}{\varrho \cdot c_z^3}} \sqrt{\left(\frac{Q}{S}\right)_1} \qquad w_2 = \sqrt{\frac{2c_x^2}{\varrho \cdot c_z^3}} \sqrt{\left(\frac{Q}{S}\right)_2} \tag{12.8}$$

stąd:

$$\frac{v_1}{v_2} = \frac{\sqrt{\left(\frac{Q}{S}\right)_1}}{\sqrt{\left(\frac{Q}{S}\right)_2}} \qquad \frac{w_1}{w_2} = \frac{\sqrt{\left(\frac{Q}{S}\right)_1}}{\sqrt{\left(\frac{Q}{S}\right)_2}} \tag{12.9}$$

Jeżeli $(Q/S)_2 > (Q/S)_1$, to odpowiednio prędkości v_2 i w_2 będą większe od v_1 i w_2. Natomiast kąt toru lotu γ dla każdego punktu biegunowej będzie taki sam

$$\operatorname{tg}\gamma = \frac{w_1}{v_1} = \frac{w_2}{v_2} \tag{12.10}$$



Rys. 12.10. Wpływ obciążenia na biegunową prędkości

Na rys. 12.10 przedstawiono biegunową prędkości dla trzech różnych obciążeń jednostkowych skrzydła. Widać tu, że zwiększając obciążenie Q/S cała biegunowa przesuwa się w kierunku większych prędkości. Również prędkość optymalna v_{opt} szybowca odpowiadająca największemu zasięgowi jest większa, doskonałość szybowca nie zmienia się, lecz przesuwa w kierunku większych prędkości. Jednocześnie zwiększają się prędkość mi-

nimalna i prędkość opadania w zakresie małych prędkości lotu, które są tak ważne w przypadku krążenia. W celu utrzymania małej prędkości v_{min} i dobrych własności w krążeniu konstruktor musi zastosować na szybowcu urządzenie zwiększające powierzchnię skrzydła S.

12.5

BIEGUNOWA KRĄŻENIA SZYBOWCA

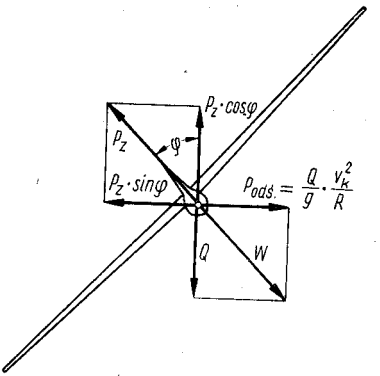
O własnościach przelotowych szybowców decyduje możliwość uzyskania przez nie jak największej prędkości przelotowej. Wiadomo, że na prędkość przelotową składają się głównie dwa czynniki:

1) krążenie w kominie termicznym, podczas którego szybowiec uzyskuje jak największą wysokość, oraz
2) przeskok między kominami, podczas którego szybowiec zamienia wysokość uzyskaną w kominie (energię potencjalną) na prędkość w locie ślizgowym (energię kinetyczną).

Obydwa te czynniki zależą od warunków meteorologicznych oraz od całego zespołu czynników aerodynamicznych i konstrukcyjnych szybowca, przy czym o tych ostatnich decyduje konstruktor przy projektowaniu szybowca.

Pilot wybierając optymalną dla danych warunków i szybowca prędkość przeskoku między kominami posługuje się biegunową prędkości.

Szybowiec krążąc w kominie wykonuje zakręt o kącie przechylenia φ. Z zależności, jakie muszą być spełnione w prawidłowym zakręcie (rys. 12.11) wynika, że:



Rys. 12.11. Rozkład sił na szybowcu w czasie krążenia

$$P_z \cdot \cos\varphi = Q \tag{12.11}$$

$$P_z \cdot \sin\varphi = P_{odśr} = \frac{Q}{g} \frac{v_k^2}{R} \tag{12.12}$$

gdzie:

v_k — prędkość krążenia szybowca [m/s],

R — promień krążenia szybowca [m],
φ — kąt przechylenia w krążeniu [°],
g — przyspieszenie ziemskie [m/s²].

Ze wzoru (12.11) można łatwo obliczyć v_k, uwzględniając, że

$$P_z = \tfrac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v_k^2 \cdot c_z$$

$$v_k = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z \cdot \cos \varphi}} = \frac{v}{\sqrt{\cos \varphi}} \tag{12.13}$$

gdzie

v — prędkość w locie ślizgowym na tym samym kącie natarcia, na którym odbywa się zakręt.

Dzieląc stronami przez siebie zależności (12.12) i (12.11) otrzymujemy wzór na kąt przechylenia w krążeniu:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{v_k^2}{g \cdot R} \tag{12.14}$$

Doskonałość szybowca w krążeniu d_k jest to stosunek efektywnej siły nośnej, czyli składowej $P_z \cdot \cos \varphi$ do siły oporu P_x

$$d_k = \frac{P_z \cdot \cos \varphi}{P_x} = \frac{c_z \cdot \cos \varphi}{c_x} = d \cdot \cos \varphi \tag{12.15}$$

Prędkość opadania szybowca w krążeniu w_k można zdefiniować następująco:

$$w = v \cdot \sin \gamma \approx v \cdot \operatorname{tg} \gamma = v \frac{c_x}{c_z} = \frac{v}{d}$$

[patrz p. 11.1 wzory (11.4), (11.14)].

$$w_k = \frac{v_k}{d} = \frac{w}{\sqrt{\cos^3 \varphi}} \tag{12.16}$$

Z zależności (12.13) i (12.16) widać, że zarówno prędkość lotu, jak i prędkość opadania w krążeniu są większe niż analogiczne prędkości w locie ślizgowym i zależą od kąta przechylenia szybowca φ. Kąt przechylenia (12.14) rośnie z kolei z prędkością lotu w kwadracie przy stałym promieniu oraz wzrasta w miarę zmniejszania promienia krążenia przy stałej prędkości lotu. Z prostych zależności z trygonometrii wynika [(2.6) i (2.5)]:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\sin \varphi}{\cos \varphi} = \frac{\sqrt{1 - \cos^2 \varphi}}{\cos \varphi} \tag{12.17}$$

a po podstawieniu zależności (12.14) na tg φ i (12.13) na w_k otrzymuje się:

$$\frac{v_k^2}{g \cdot R} = \frac{v^2}{\cos \varphi \cdot g \cdot R} \tag{12.18}$$

stąd:

$$R = \frac{v^2}{g \sqrt{1 - \cos^2 \varphi}} \tag{12.19}$$

Z zależności (12.16) można wyznaczyć:

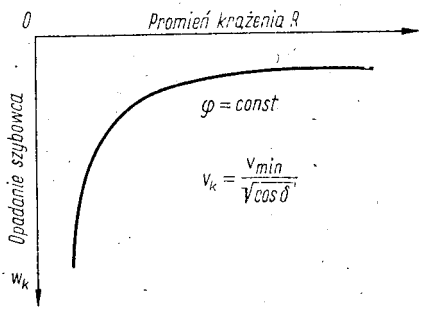
$$\cos^2\varphi = \sqrt[3]{\left(\frac{w}{w_k}\right)^4}$$

a po wstawieniu do zależności na R:

$$R = \frac{v^2}{g\sqrt{1-\sqrt[3]{\left(\frac{w}{w_k}\right)^4}}} \tag{12.20}$$

Jest to wzór na promień krążenia zależny od prędkości v, prędkości opadania w i prędkości opadania szybowca w krążeniu w_k.

Na podstawie tej zależności można sporządzić wykres prędkości opadania w krążeniu w_k w funkcji promienia krążenia R. Wykres ten nazwano biegunową optymalnego krążenia, gdyż optymalne krążenie odbywa się przy możliwie najmniejszej prędkości v_{min} i odpowiadającej jej prędkości opadania $w_{v\,min}$ (rys. 12.12), czyli wzór na optymalny promień krążenia ma postać:



Rys. 12.12. Biegunowa krążenia szybowca

$$R_{opt} = \frac{v_{min}^2}{g\sqrt{1-\sqrt[3]{\left(\frac{w}{w_k}\right)^4}}} \tag{12.21}$$

gdzie:

R — promień krążenia w kominie,
v_{min} — minimalna prędkość lotu ślizgowego,
$w_{v\,min}$ — prędkość opadania odpowiadająca v_{min},
w_k — prędkość opadania szybowca w krążeniu optymalnym.

Wiadomo jednak, że promień krążenia każdy pilot dobiera według intensywności wznoszeń w kominie termicznym, należałoby więc znać rozkład prędkości wznoszeń w funkcji promienia komina R. Przyjmuje się tu, na podstawie badań aerologicznych, że ta prędkość wznoszenia w kominie wyraża się jako:

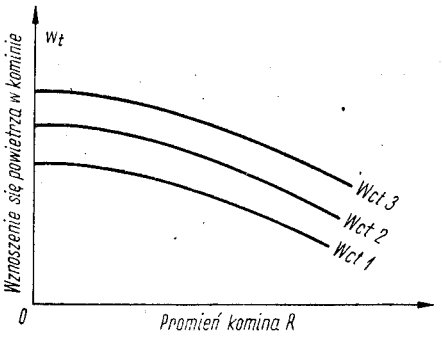
$$w_t = w_{ct} - 0{,}000033R^{2{,}36} \text{ m/s} \tag{12.22}$$

gdzie:

w_t — prędkość wznoszenia się powietrza w odległości R od centrum komina [m/s],

w_{ct} — prędkość wznoszenia się powietrza w centrum komina [m/s].

Otóż zakładając kolejno różne wartości w_{ct}, otrzymuje się krzywe charakteryzujące prędkości wznoszenia się powietrza w kominie w funkcji promienia (rys. 12.13).

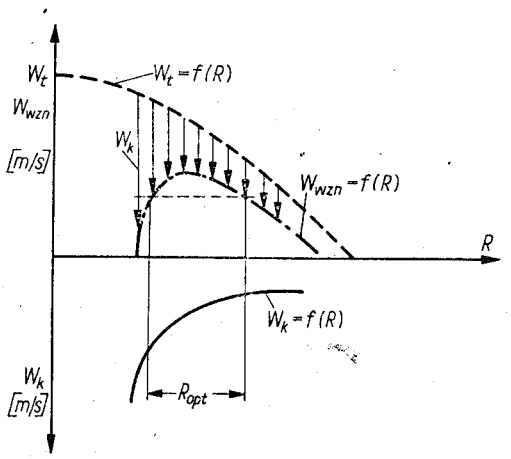


Rys. 12.13. Rozkład prędkości wznoszenia się powietrza w kominie termicznym

Prędkość wznoszenia się szybowca względem ziemi można obliczyć odejmując prędkość opadania szybowca podczas krążenia w_k, odczytaną na biegunowej krążenia dla danego promienia R, od prędkości wznoszenia się powietrza w kominie w_t, również na tym samym promieniu R (rys. 12.14)

$$w_{w\,szyb} = w_t - w_k \quad [m/s]$$

Przeprowadzona tu analiza jest istotna dla konstruktora, który może na jej podstawie uzależnić promień krążenia R oraz prędkość wznoszenia się szybowca w_w w kominie od parametrów konstrukcyjnych szybowca i para-



Rys. 12.14. Prędkość wznoszenia szybowca w kominie

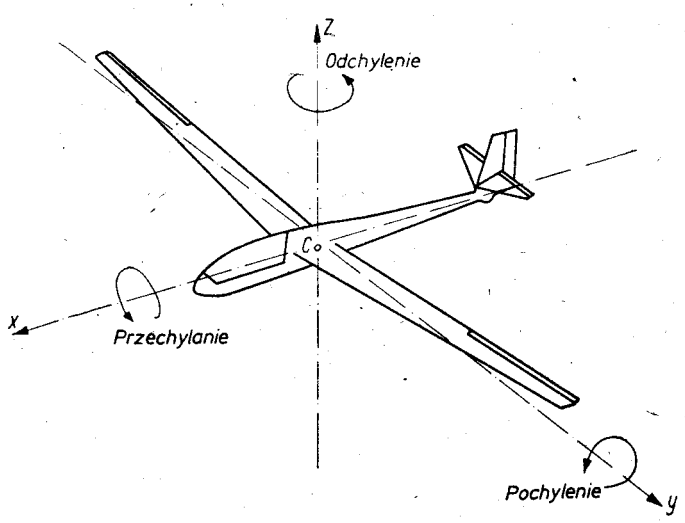
metrów komina termicznego oraz tak dobrać te parametry konstrukcyjne, aby własności szybowca w krążeniu były jak najlepsze.
Piloci, jak wiadomo z doświadczenia, ustalają takie wartości promienia krążenia w kominie R i kąta przechylenia szybowca, aby uzyskać jak największe wznoszenie.

Rozdział 13

STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ SZYBOWCÓW

13.1 OKREŚLANIE STATECZNOŚCI STATYCZNEJ I DYNAMICZNEJ ORAZ STEROWNOŚCI

Ruch szybowca w przestrzeni jest ruchem złożonym — szybowiec może się przemieszczać wzdłuż trzech osi (x, y, z) oraz wykonywać obrót względem tych trzech osi (rys. 13.1).
Warunkiem niezbędnym do tego, aby szybowiec znajdował się w locie ustalonym, jest równowaga wszystkich działających na szybowiec sił w trzech kierunkach x, y, z oraz równowaga momentów względem osi x, y, z, przechodzących przez środek ciężkości szybowca. Dotychczas przy rozpatrywa-



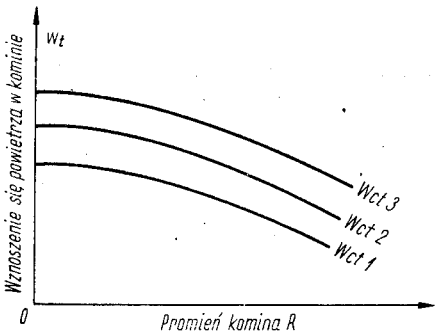
Rys. 13.1. Przemieszczenia i obroty szybowca

gdzie:

w_t — prędkość wznoszenia się powietrza w odległości R od centrum komina [m/s],

w_{ct} — prędkość wznoszenia się powietrza w centrum komina [m/s].

Otóż zakładając kolejno różne wartości w_{ct}, otrzymuje się krzywe charakteryzujące prędkości wznoszenia się powietrza w kominie w funkcji promienia (rys. 12.13).

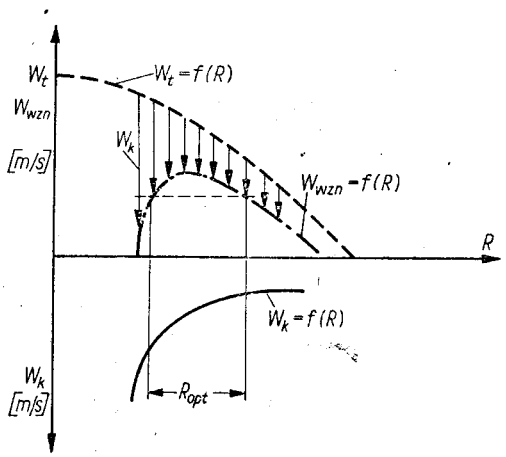


Rys. 12.13. Rozkład prędkości wznoszenia się powietrza w kominie termicznym

Prędkość wznoszenia się szybowca względem ziemi można obliczyć odejmując prędkość opadania szybowca podczas krążenia w_k, odczytaną na biegunowej krążenia dla danego promienia R, od prędkości wznoszenia się powietrza w kominie w_t, również na tym samym promieniu R (rys. 12.14)

$$w_{w\,szyb} = w_t - w_k \quad [m/s]$$

Przeprowadzona tu analiza jest istotna dla konstruktora, który może na jej podstawie uzależnić promień krążenia R oraz prędkość wznoszenia się szybowca w_w w kominie od parametrów konstrukcyjnych szybowca i para-



Rys. 12.14. Prędkość wznoszenia szybowca w kominie

metrów komina termicznego oraz tak dobrać te parametry konstrukcyjne, aby własności szybowca w krążeniu były jak najlepsze.
Piloci, jak wiadomo z doświadczenia, ustalają takie wartości promienia krążenia w kominie R i kąta przechylenia szybowca, aby uzyskać jak największe wznoszenie.

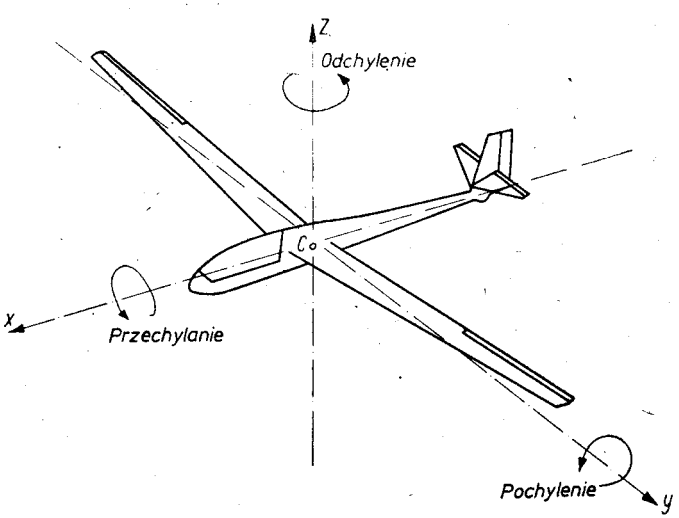
Rozdział 13

STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ SZYBOWCÓW

13.1

OKREŚLANIE STATECZNOŚCI STATYCZNEJ I DYNAMICZNEJ ORAZ STEROWNOŚCI

Ruch szybowca w przestrzeni jest ruchem złożonym — szybowiec może się przemieszczać wzdłuż trzech osi (x, y, z) oraz wykonywać obrót względem tych trzech osi (rys. 13.1).
Warunkiem niezbędnym do tego, aby szybowiec znajdował się w locie ustalonym, jest równowaga wszystkich działających na szybowiec sił w trzech kierunkach x, y, z oraz równowaga momentów względem osi x, y, z, przechodzących przez środek ciężkości szybowca. Dotychczas przy rozpatrywa-



Rys. 13.1. Przemieszczenia i obroty szybowca

niu różnych stanów lotu szybowca była mowa tylko o równowadze sił, nie rozpatrywano równowagi momentów. Przy omawianiu stateczności szybowca niezbędne jest uwzględnienie równowagi sił i momentów, jakie powstają w chwili wytrącenia szybowca ze stanu równowagi, na przykład wskutek podmuchu, oraz tego czy siły te mają tendencję do przywrócenia stanu równowagi, czy też do dalszego wytrącania z niej.

Statecznością statyczną nazywa się zdolność do samoczynnego powrotu szybowca do położenia równowagi, gdy przestaną działać zakłócenia, które tę równowagę naruszyły; istotne jest tu zachowanie się szybowca w pierwszej chwili po zakłóceniu jego lotu ustalonego. Natomiast zachowanie się szybowca po zakłóceniu w miarę upływu czasu nazywane jest statecznością dynamiczną. Sterownością szybowca nazywana jest zdolność szybowca do zmiany stanu ustalonego lotu pod wpływem wychylenia odpowiedniego steru.

13.2 STATECZNOŚĆ STATYCZNA

Stateczność statyczna szybowca jest to zachowanie się szybowca bezpośrednio po zakłóceniu stanu lotu pod wpływem czynników niezależnych od woli pilota, np. pod wpływem podmuchu powietrza. Szybowiec uważa się za stateczny statycznie, jeżeli po zakłóceniu stanu lotu wystąpią momenty przywracające go do stanu lotu przed zakłóceniem. Zmiany sił i momentów rozpatruje się w sposób uproszczony, to znaczy przyjmuje się, że zmiana ta wynika tylko ze zmian kierunków prędkości. Nie uwzględnia się przyspieszeń liniowych i kątowych szybowca, które z kolei mają zasadniczy wpływ na siły i momenty (uwzględnia się je w stateczności dynamicznej). Stateczność statyczną szybowca można rozpatrywać oddzielnie jako stateczność statyczną podłużną, stateczność statyczną poprzeczną i stateczność statyczną kierunkową, odpowiadające odpowiednio równowadze momentów względem osi podłużnej y–y, osi poprzecznej x–x i osi kierunku z–z. Stateczności poprzeczna i kierunkowa noszą wspólną nazwę stateczności bocznej.

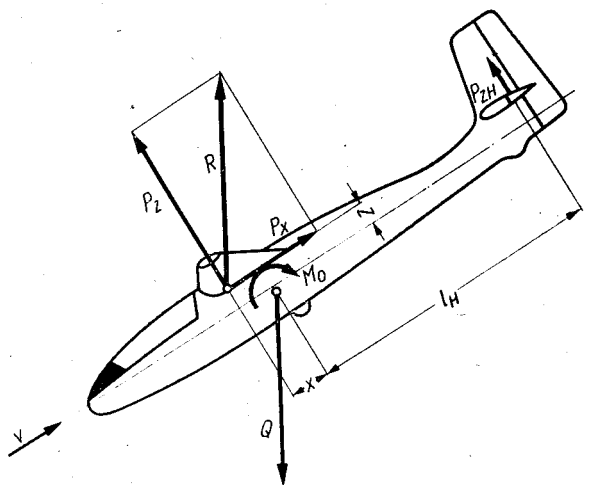
13.3 STATECZNOŚĆ STATYCZNA PODŁUŻNA

Dotychczas mówiąc o równowadze szybowca np. w locie ślizgowym (patrz p. 11.1) mowa była tylko o równowadze sił, przy czym siły te przykładane były w środku ciężkości szybowca. Było to uproszczenie niezgodne z rzeczywistością, które daje wystarczająco dobre wyniki, jeżeli nie uwzględnia się ruchu obrotowego szybowca.

W rzeczywistości na szybowiec działają następujące siły:
— wypadkowa siła aerodynamiczna na skrzydle $\bar{R} = \bar{P}_{z\,sk} + \bar{P}_{x\,sk}$ i moment

M_A (zgodnie z pkt. 5.3), przyłożone w środku aerodynamicznym skrzydła oznaczonym jako punkt A,
— siła P_{zH} na usterzeniu poziomym (pozostałe siły P_{xH} oraz M_{oH} można pominąć jako małe) umieszczona w środku aerodynamicznym usterzenia,
— siła aerodynamiczna na kadłubie $\bar{R}_k = \bar{P}_{zk} + \bar{P}_{xk}$, umieszczona w środku parcia kadłuba E_k.

Umieszczając siły aerodynamiczne pochodzące od skrzydła i kadłuba w środku aerodynamicznym skrzydła A (należy przypomnieć, że działające siły można przenieść do dowolnego punktu pod warunkiem dodania odpowiednich momentów), otrzymuje się obraz głównych sił i momentów, działających na szybowiec w locie ustalonym, przedstawiony na rys. 13.2. Odległości x, z oznaczają odległość środka ciężkości szybowca od środka aerodynamicznego skrzydła A, a l_H — odległość środka ciężkości skrzydła od środka aerodynamicznego usterzenia.



Rys. 13.2. Równowaga sił i momentów w locie ustalonym

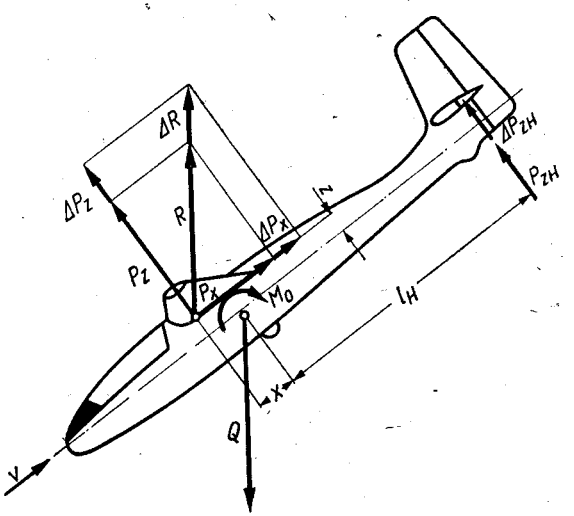
Szybowiec jest stateczny statycznie podłużnie, gdy w pierwszej chwili po zakłóceniu stanu lotu wystąpi moment względem osi y–y, powracający go do stanu przed zakłóceniem.

Ocenę stateczności ułatwi rozważenie zmian momentów pochylających szybowca zachodzących na skutek zakłócenia równowagi przez zmianę kąta natarcia wywołaną podmuchem. Na rys. 13.2 pokazane są główne siły i momenty działające na szybowiec w ustalonym locie. Warunek równowagi momentów względem osi y przechodzącej przez środek ciężkości wyraża się następująco:

$$M = M_0 + P_z \cdot x + P_x \cdot z - P_{zH} \cdot l_H = 0 \qquad (13.1)$$

Jako dodatni przyjęto taki moment, który zadziera maskę szybowca do góry.

Gdy nastąpi zakłócenie tej równowagi i na przykład na skutek podmuchu nastąpi zwiększenie kąta natarcia o wielkość $\Delta\alpha$, wartość siły nośnej i siły oporu na skrzydle wzrośnie o ΔP_z i ΔP_x, a na usterzeniu o wartość ΔP_{zH}. Spowoduje to zakłócenie równowagi momentów, przy czym wystąpi dodatkowy moment, zgodnie z rys. 13.3



Rys. 13.3. Równowaga szybowca wywołana zwiększeniem kąta natarcia

$$\Delta M = \Delta P_z \cdot x + \Delta P_x \cdot z - \Delta P_{zH} \cdot l_H \tag{13.2}$$

Część tego momentu pochodząca od skrzydła, a mianowicie:

$$\Delta M_1 = \Delta P_z \cdot x + \Delta P_x \cdot z \tag{13.3}$$

będzie zadzierała szybowiec do góry, a druga część pochodząca od usterzenia poziomego:

$$\Delta M_2 = -\Delta P_{zH} \cdot l_H \tag{13.4}$$

spowoduje opuszczenie maski szybowca w dół.

Zależnie od tego, który z momentów, ΔM_1 czy ΔM_2, będzie większy, szybowiec będzie albo nadal zadzierał maskę do góry, albo zacznie pochylać ją w dół. Jeśli $\Delta M_1 > \Delta M_2$, tzn. moment od sił na skrzydle będzie większy niż moment od siły ΔP_{zH} na usterzeniu poziomym, to szybowiec zadzierający maskę do góry będzie jeszcze bardziej powiększał kąt natarcia, a więc będzie niestateczny. Natomiast jeśli $\Delta M_2 > M_1$, to szybowiec opuści maskę w dół, to znaczy zmniejszy kąt natarcia, a więc będzie stateczny statycznie. Jeśli $\Delta M_1 = \Delta M_2$, szybowiec ma tzw. stateczność statyczną obojętną, gdyż nie ma tendencji ani do zwiększania, ani do zmniejszania zaburzenia.

Gdy nastąpi takie zakłócenie równowagi, że kąt natarcia szybowca zmaleje o wartość $\Delta\alpha$, wówczas oczywiście siły aerodynamiczne na skrzydle zma-

leją odpowiednio o ΔP_z i ΔP_x, a na usterzeniu o ΔP_{zH} (rys. 13.4). Na skutek zakłócenia wystąpi wówczas dodatkowy moment o wartości:

$$\Delta M = -\Delta P_z \cdot x - \Delta P_x \cdot z + \Delta P_{zH} \cdot l_H \ . \tag{13.5}$$

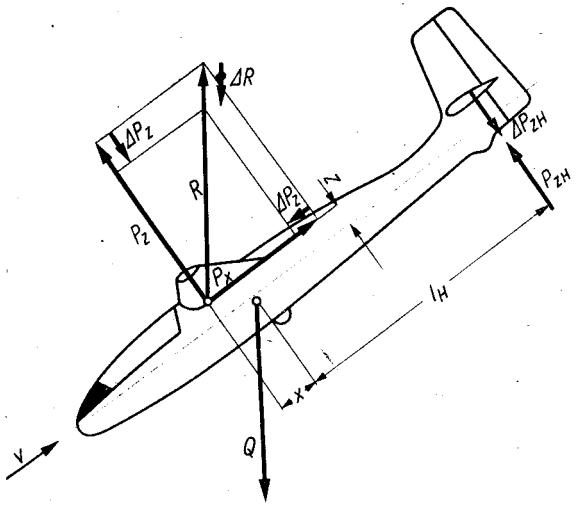
gdzie:

moment od skrzydła: $\Delta M_1 = -\Delta P_z \cdot x - \Delta P_x \cdot z$ (13.6)

moment od usterzenia: $\Delta M_2 = +\Delta P_{zH} \cdot l_H$ (13.7)

ΔM_1 — moment od sił na skrzydle powodujący opuszczenie maski szybowca w dół, czyli zwiększenie zakłócenia,

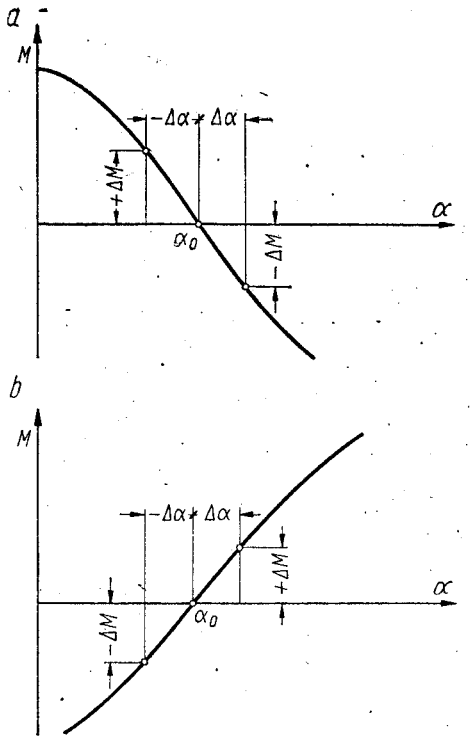
ΔM_2 — moment od siły na usterzeniu zadzierający maskę szybowca do góry, czyli zmniejszający zakłócenie.



Rys. 13.4. Równowaga szybowca wywołana zmniejszeniem kąta natarcia

Podobnie jak w przypadku poprzednim, gdy $\Delta M_2 > \Delta M_1$, szybowiec jest stateczny statycznie, gdy $\Delta M_2 < \Delta M_1$, szybowiec jest niestateczny, a gdy $\Delta M_2 = \Delta M_1$, szybowiec ma stateczność statyczną obojętną.

Można więc określić stateczność statyczną podłużną szybowca korzystając z wykresu momentu podłużnego szybowca w funkcji kąta natarcia α (rys. 13.5). Otóż z wykresu tego widać, że dla pewnego kąta natarcia α_0 moment podłużny $M = 0$, to znaczy zgodnie z wzorem (13.1) jest stan równowagi. Jeżeli na przykład wskutek podmuchu kąt natarcia wzrósł o wartość $\Delta\alpha$, to jeśli momenty podłużne zmieniają się w funkcji kąta natarcia tak jak na rys. 13.5*a*, powstaje moment $(-\Delta M)$ ujemny, to znaczy pochylający maskę szybowca w dół, a więc przywracający szybowiec do poprzedniego kąta natarcia. Natomiast zmniejszenie kąta natarcia o wartość $(-\Delta\alpha)$ wywoła efekt odwrotny, to znaczy powstaje moment zadzierający szybowiec, a więc również przywracający stan równowagi. Gdyby zaś momenty



Rys. 13.5. Stateczność statyczna szybowca
a — szybowiec stateczny,
b — szybowiec niestateczny

podłużne zmieniały się według krzywej $M = f(\alpha)$ (rys. 13.5), to zwiększenie kąta natarcia α wywołuje moment dodatni zadzierający, czyli zwiększający jeszcze bardziej kąt natarcia, a zmniejszenie kąta natarcia α wywołuje moment ujemny, czyli pochylający szybowiec, a więc zwiększający zakłócenie. W przypadku takiego wykresu momentów szybowiec jest niestateczny. Z rysunków 13.5 widać, że warunkiem stateczności statycznej podłużnej jest, aby:

$$\frac{\Delta M}{\Delta \alpha} < 0 \tag{13.8}$$

to znaczy, aby dodatniemu przyrostowi kąta natarcia $\Delta\alpha$ towarzyszył ujemny przyrost momentu podłużnego $(-\Delta M)$ i na odwrót, ujemnemu przyrostowi kąta natarcia $(-\Delta\alpha)$ towarzyszył dodatni przyrost momentu podłużnego szybowca $(+\Delta M)$, tak aby ich iloraz miał zawsze znak $(-)$, czyli był mniejszy od 0.

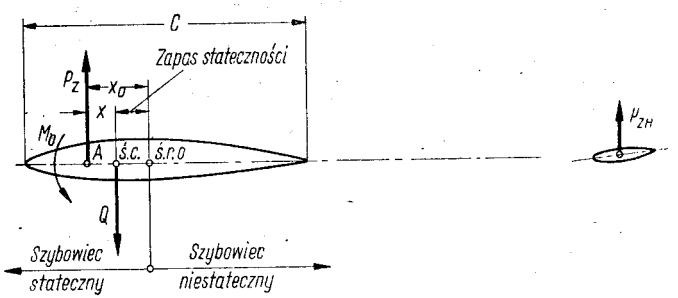
Z tego co powiedzieliśmy wcześniej wynika, że szybowiec jest stateczny statycznie, gdy przyrost momentu od sił na usterzeniu poziomym jest większy niż przyrost momentu od sił na skrzydle, to znaczy $\Delta M_2 > \Delta M_1$. Od jakich czynników zależą te momenty? Otóż ΔM_2 zależy głównie od

wielkości usterzenia poziomego S_H i od odległości środka aerodynamicznego usterzenia poziomego do środka ciężkości szybowca l_H. Im wielkości te są większe, tym szybowiec jest bardziej stateczny statycznie.

Wartość momentu ΔM, jak widać z wzoru (13.3), zależy od położenia środka ciężkości szybowca. Jeżeli środek ciężkości szybowca będzie przemieszczał się do przodu, to wartość ΔM_1 (momentu od skrzydła) będzie malała, gdyż maleje ramię x, natomiast ΔM_2 będzie rosło, gdyż rośnie ramię l_H, a więc stateczność statyczna podłużna szybowca będzie wzrastała.

Odwrotnie będzie przy przesuwaniu się środka ciężkości szybowca do tyłu: ΔM_1 będzie rosło, a ΔM_2 malało, gdyż x rośnie, a l_H maleje i może się okazać w pewnym położeniu środka ciężkości, że $\Delta M_1 = \Delta M_2$, czyli $\Delta M = 0$, a więc, że szybowiec ma stateczność statyczną obojętną. Otóż ten punkt, w którym znajduje się środek ciężkości szybowca, gdy ma on stateczność obojętną, nazywany jest punktem neutralnym lub środkiem równowagi obojętnej (na rysunku oznaczony jako s. r. o.). Gdybyśmy jeszcze dalej przesuwali środek ciężkości szybowca do tyłu poza ten środek równowagi obojętnej, to szybowiec byłby już niestateczny, gdyż ΔM_1 byłoby większe niż ΔM_2. Szybowiec jest więc stateczny statycznie podłużnie, gdy jego środek ciężkości znajduje się przed środkiem równowagi obojętnej i jest niestateczny statycznie, gdy jego środek ciężkości znajduje się za środkiem równowagi obojętnej.

Odległość środka ciężkości od s.r.o. mierzona równolegle do cięciwy płata nazywa się zapasem stateczności statycznej podłużnej; podaje się ją w centymetrach lub w procentach średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła (rys. 13.6).



Rys. 13.6. Zapas stateczności szybowca

Ze wzoru (13.2) wynika, że wielkość ΔM zależy ponadto od wartości z (odległość środka aerodynamicznego od środka ciężkości wzdłuż osi z).

Otóż w przypadku górnopłata (rys. 13.3), $\Delta P_x \cdot z$ daje moment zadzierający, który powoduje niestateczność statyczną, natomiast w przypadku dolnopłata (środek aerodynamiczny znajduje się poniżej środka ciężkości) moment $\Delta P_x \cdot z$ powoduje opuszczenie maski szybowca, czyli zwiększenie stateczności statycznej podłużnej szybowca.

13.4

PARAMETRY KONSTRUKCYJNE WPŁYWAJĄCE NA STATECZNOŚĆ STATYCZNĄ PODŁUŻNĄ

Stateczność statyczna podłużna szybowca zależy głównie od następujących czynników:

a) położenia środka ciężkości szybowca: im środek ciężkości leży bardziej w przodzie, tym szybowiec jest bardziej stateczny,

b) wielkości usterzenia poziomego S_H i odległości środka aerodynamicznego tego usterzenia od środka ciężkości szybowca l_H; im te wielkości są większe, tym szybowiec jest bardziej stateczny statycznie,

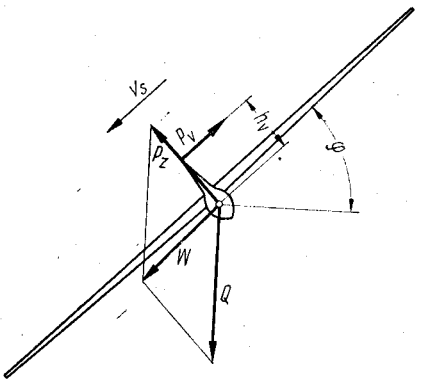
c) od układu szybowca: dolnopłat działa ustateczniająco, górnopłat unieustateczniająco.

13.5

STATECZNOŚĆ STATYCZNA POPRZECZNA

Stateczność statyczna poprzeczna jest to zdolność szybowca do samoczynnego usuwania niezależnych od woli pilota przechyleń szybowca — obrotu względem osi x–x.

Ocenę tej stateczności umożliwi rozpatrzenie zmian momentów przechylających szybowiec wywołanych przez podmuch. Otóż jeśli nastąpi z jakiegoś powodu przechylenie szybowca wokół osi x–x, to towarzyszy mu powstanie tzw. „ślizgu" szybowca na skrzydło, z prędkością v_S, która powoduje, że szybowiec leci bokiem w stosunku do kierunku ruchu. Skąd się ten ślizg bierze? Przy przechyleniu szybowca siła Q i siła nośna P_z nie równoważą się, powstaje więc wypadkowa siła W, która skierowana jest w stronę przechylonego skrzydła i która powoduje ruch szybowca w kie-



Rys. 13.7. Równowaga szybowca w ślizgu

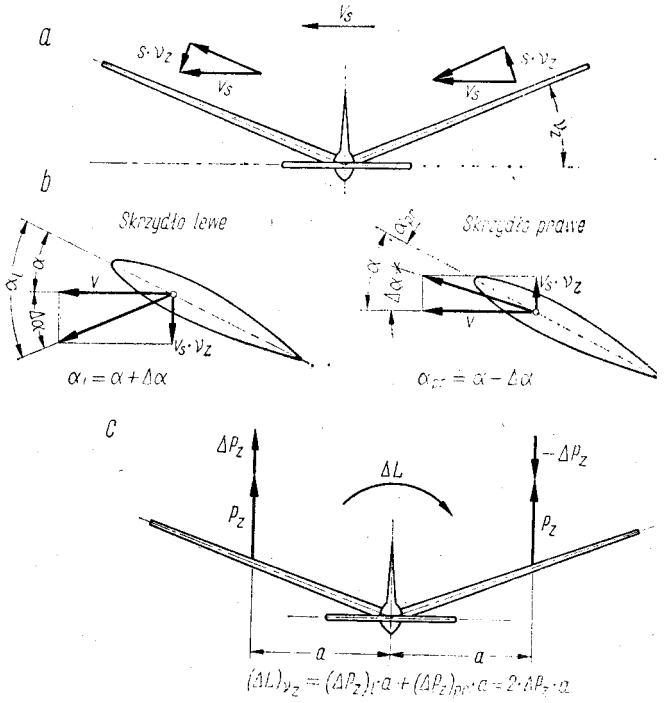
runku tej siły z prędkością ślizgu v_S (rys. 13.7). Największy wpływ na powstanie momentu ustateczniającego ma: wznios skrzydła ν_z, skos skrzydła ν_x oraz wysokie umieszczenie usterzenia kierunku.

13.6

PARAMETRY KONSTRUKCYJNE WPŁYWAJĄCE NA STATECZNOŚĆ STATYCZNĄ POPRZECZNĄ

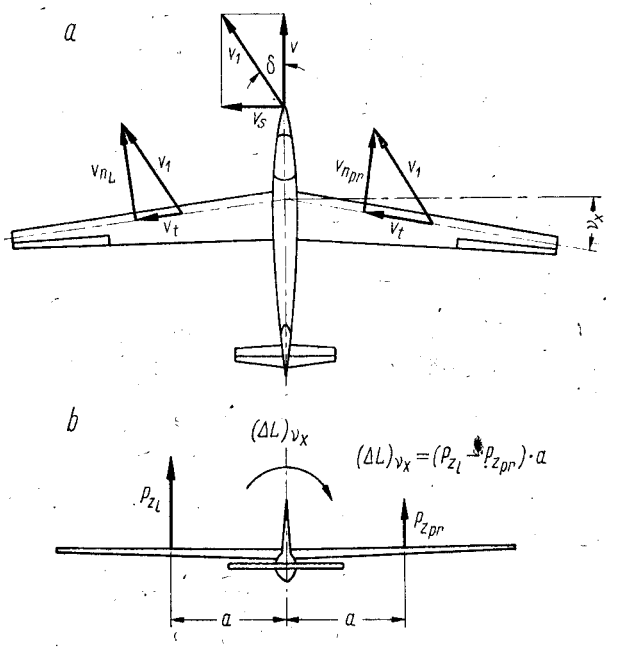
Wpływ kąta wzniosu skrzydła. Jeśli rozpatrzymy szybowiec ze skrzydłem o kącie wzniosu ν_z (rys. 1.38*a*) lecący z prędkością v oraz wykonujący ślizg z prędkością v_S, to jak widać na rysunku, na skrzydle lewym nastąpi przyrost kąta natarcia o wartość $\Delta\alpha$, a na prawym zmniejszenie o $\Delta\alpha$ (rys. 13.8*b*). Ta różnica kątów natarcia spowoduje przyrost siły nośnej na skrzydle lewym i jej spadek na prawym. Siły te dadzą przyrost momentu przechylającego $\Delta L = 2\Delta P_z \cdot a$ względem osi x (rys. 13.8*c*), który przeciwdziała ślizgowi i likwiduje przechylenie szybowca, które ten ślizg wywołało. Jest to więc moment ustateczniający.

Wpływ skosu skrzydła. Rozpatrzmy szybowiec ze skrzydłem skośnym o kącie skosu ν_x lecący z prędkością v i wykonujący ślizg z prędkością v_S (rys. 13.9). Wypadkowa prędkość szybowca v_1 rozłożona jest na każdym ze



Rys. 13.8. Wpływ wzniosu skrzydła ν_z na stateczność poprzeczną szybowca

skrzydeł na składową normalną wzdłuż cięciwy płata v_n i styczną do płaszczyzny płata v_t. Wiadomo, że na wielkości sił aerodynamicznych powstających na skrzydle ma wpływ jedynie składowa normalna prędkości v_n. Otóż widać, że składowa normalna prędkości na lewym skrzydle jest dużo większa niż na skrzydle prawym. Siła nośna P_z zależna od kwadratu prędkości będzie więc na skrzydle lewym większa niż na prawym i da moment przechylający ΔL względem osi x, przeciwdziałający ślizgowi i przechyle-



Rys. 13.9. Wpływ skosu skrzydła v_x *na stateczność poprzeczną szybowca*

niu, które ten ślizg wywołało. Jest to, podobnie jak i w przypadku wzniosu skrzydła, moment ustateczniający.

Wpływ umieszczenia usterzenia kierunku (h_v). Z rys. 13.7 widać, że w czasie ślizgu na usterzeniu pionowym występuje siła P_v, która daje moment przechylający równy $\Delta L = P_v \cdot h_v$. Moment ten przeciwdziała przechyleniu szybowca i jest tym większy, im usterzenie kierunku jest wyżej umieszczone na szybowcu (wysokość h_v większa).

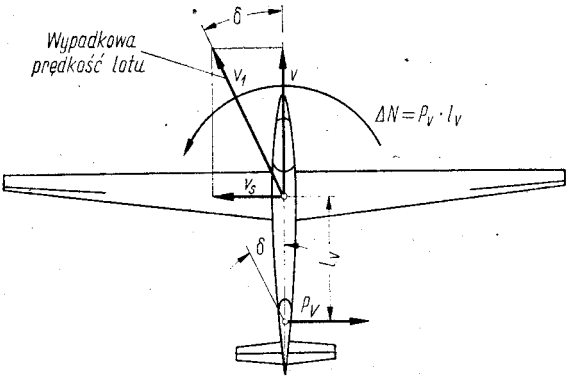
13.7

STATECZNOŚĆ STATYCZNA KIERUNKOWA

Stateczność statyczna kierunkowa jest to zdolność szybowca do samoczynnego usuwania niezależnych od woli pilota odchyleń szybowca względem osi z–z. Ocenę tej stateczności ułatwi rozpatrzenie wartości i kierunków

momentów odchylających szybowiec wynikających ze zmiany kierunku prędkości.

Na rys. 13.10 pokazano szybowiec lecący z prędkością v i wykonujący ślizg z prędkością v_S. Z rysunku widać, że wypadkowa prędkość szybowca jest równa v i tworzy kąt δ (nazywany kątem ślizgu) z osią kadłuba. Usterzenie kierunku odmuchiwane jest więc pod kątem δ i wskutek tego powstaje na nim siła aerodynamiczna P_v, która daje moment odchylający $\Delta N = P_v \cdot l_v$ względem osi z, przechodzącej przez środek ciężkości szybowca.



Rys. 13.10. Wpływ ślizgu na siłę na usterzeniu kierunku

Wielkość l_v jest to odległość od środka aerodynamicznego usterzenia kierunku do środka ciężkości szybowca.

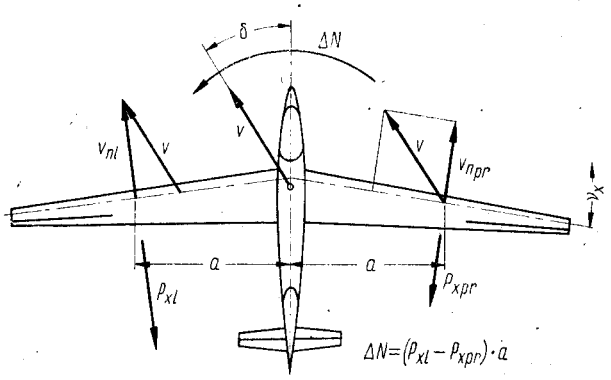
Moment ΔN pochodzący od usterzenia kierunku jest ustatęczniający, ustawia on szybowiec równolegle do kierunku wypadkowej prędkości v_1 i likwiduje kąt ślizgu δ. Wartość tego momentu zależy od siły na usterzeniu kierunku P_v i odległości l_v, która jak widać zależy od długości kadłuba.

13.8

PARAMETRY KONSTRUKCYJNE WPŁYWAJĄCE NA STATECZNOŚĆ STATYCZNĄ KIERUNKOWĄ

Skos skrzydła wpływa nie tylko na stateczność poprzeczną szybowca, lecz również wpływa korzystnie na stateczność kierunkową. Otóż na rys. 13.11 widać, że szybowiec odchylony od kierunku prędkości v_1 o kąt ślizgu δ ma na skrzydle lewym większą prędkość normalną skierowaną wzdłuż cięciwy, a tym samym i większą siłę oporu P_x, niż na skrzydle prawym. Różnica tych sił daje moment odchylający ΔN, który działa ustateczniająco, tzn. likwiduje kąt ślizgu δ.

Również wznios skrzydeł wpływa ustateczniająco kierunkowo na szybowiec, gdyż zgodnie z rys. 13.8*a,b* przy przyjętym ślizgu jak na rysunku,



Rys. 13.11. Wpływ skosu skrzydła v_x na stateczność kierunkową szybowca

na lewym skrzydle kąt natarcia wzrasta, więc siła oporu także wzrasta, a na prawym maleje. Różnica tych sił daje również moment odchylający $\Delta N = (P_{xl} - P_{xpr})a$, ustateczniający szybowiec.

Reasumując: na stateczność statyczną kierunkową mają decydujący wpływ następujące parametry:

1) wielkość usterzenia pionowego S_c i długość kadłuba l_v; im te parametry są większe, tym szybowiec jest bardziej stateczny kierunkowo,
2) wznios skrzydła v_z,
3) skos skrzydła v_x,

przy czym zarówno wznios, jak i skos skrzydła ustateczniają szybowiec.

13.9

STATECZNOŚĆ DYNAMICZNA

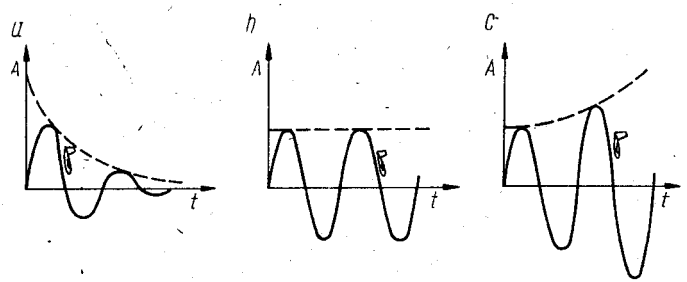
Mówiąc o stateczności statycznej rozpatrywaliśmy zachowanie się szybowca w pierwszej chwili po zakłóceniu jego lotu ustalonego i mówiliśmy, że szybowiec jest stateczny, gdy pojawiły się momenty likwidujące zaburzenie. W przypadku stateczności statycznej jako zakłócenie ruchu przyjmowaliśmy zmianę kąta natarcia o wielkość $\Delta\alpha$ i patrzyliśmy, jaki moment podłużny ΔM wywołuje ta zmiana i od czego on zależy. W przypadku stateczności bocznej jako zakłócenie przyjmowaliśmy prędkość ślizgu v_S i badaliśmy, jakie wywołuje ona momenty przechylające i odchylające szybowiec oraz od jakich parametrów te momenty zależą.

Jednak stateczność statyczna wcale nie mówi, co się będzie działo z szybowcem w miarę upływu czasu, nie tylko w pierwszej chwili po zakłóceniu. Okazuje się, że szybowiec stateczny statycznie nie zawsze wraca do stanu lotu przed zakłóceniem. Zachowanie się szybowca po zakłóceniu w miarę upływu czasu wyjaśni analiza właściwej stateczności szybowca, zwanej statecznością dynamiczną. Przy rozpatrywaniu stateczności dynamicznej należy uwzględnić siły i momenty działające na szybowiec wynika-

jące ze zmian prędkości liniowych i kątowych szybowca i badać, jaki jest efekt końcowy zakłócenia równowagi. Pełna analiza stateczności i sterowności szybowca ma umożliwić nie tylko ocenę stateczności, lecz również taki dobór parametrów konstrukcyjnych oraz charakterystyk aerodynamicznych, aby własności lotne danego szybowca jak najlepiej odpowiadały założonym zadaniom. W stateczności dynamicznej należy oddzielnie rozpatrywać stateczność dynamiczną podłużną i stateczność dynamiczną boczną. Stateczności bocznej nie można rozdzielić na poprzeczną i kierunkową, gdyż istnieje wzajemne powiązanie pomiędzy ruchem przechylającym i odchylającym, wymagające łącznego ich potraktowania.

13.10 STATECZNOŚĆ DYNAMICZNA PODŁUŻNA

Szybowiec po zakłóceniu jego równowagi podłużnej wykonuje wahania wokół swego położenia równowagi; ruch szybowca jest ruchem drgającym o określonej częstotliwości i amplitudzie. Ruch ten pochodzi stąd, że dla szybowca statecznego statycznie, natychmiast po zakłóceniu pojawia się moment ustateczniający, to znaczy usuwający zaburzenie. Zwykle jednak wskutek bezwładności szybowiec nie zatrzymuje się od razu w położeniu równowagi, lecz przekracza je w drugą stronę, wówczas znów pojawia się moment przeciwny, który wywołuje ruch w kierunku pierwotnym itd., co powoduje, że szybowiec wykonuje wahania wokół swego położenia równowagi. Wahania te mogą zmieniać się w czasie w następujący sposób (rys. 13.12*a*, *b*, *c*):



Rys. 13.12. Stateczność dynamiczna szybowca
a — szybowiec stateczny dynamicznie, *b* — szybowiec o stateczności dynamicznej obojętnej, *c* — szybowiec niestateczny dynamicznie

a) amplituda wahań maleje z upływem czasu i szybowiec wraca do położenia równowagi; szybowiec jest wówczas stateczny dynamicznie,
b) amplituda wahań zachowuje stałą wartość, nie zmienia się w czasie; szybowiec raz wytrącony z położenia równowagi będzie wykonywał drgania o stałej amplitudzie; mówi się, że ma on stateczność dynamiczną obojętną,
c) amplituda wahań rośnie w miarę upływu czasu, szybowiec nie wraca do położenia równowagi, jest on niestateczny dynamicznie.

A więc mimo iż szybowiec jest stateczny statycznie, może nie wrócić do położenia równowagi, dlatego stateczność statyczna nie jest miarą właściwej $s_{tateczn}$ości dynamicznej.

13.11

PARAMETRY KONSTRUKCYJNE WPŁYWAJĄCE NA STATECZNOŚĆ DYNAMICZNĄ PODŁUŻNĄ

Aby szybowiec był stateczny dynamicznie, musi mieć stateczność statyczną, lecz oprócz tego jego ruch musi być tłumiony. Największy wpływ na tłumienie wahań szybowca wywiera jego usterzenie poziome, a ściślej mówiąc współczynnik tłumienia wahań, zależny głównie od parametru:

$$\frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot i_y^2} \tag{13.9}$$

gdzie:

S_H — wielkość usterzenia poziomego [m²],

l_H — odległość środka aerodynamicznego usterzenia poziomego od środka ciężkości szybowca [m],

S — powierzchnia skrzydeł [m²],

i — promień bezwładności do kwadratu [m²]

(wiadomo, że moment bezwładności szybowca względem osi y wynosi:

$$I_y = m \cdot i_y^2 \quad \text{(gdzie:} \quad m = \frac{Q}{g} \text{ — masa szybowca)}.$$

Wartość i_y wprowadza tu zależność stateczności dynamicznej od charakterystyki bezwładnościowej szybowca. W rozważaniach o stateczności statycznej ten moment ustateczniający zależał od tzw. cechy objętościowe szybowca: $\varkappa_H = \dfrac{S_H \cdot l_H}{S \cdot c}$,

gdzie c — średnia cięciwa geometryczna skrzydła.

Na stateczność dynamiczną podłużną, oprócz wartości $\dfrac{S_H \cdot l_H}{S \cdot i_y^2}$, wpływa wiele innych czynników, takich jak obciążenie powierzchni Q/S czy wysokość lotu h i dlatego każdy szybowiec wymaga przeprowadzenia dokładnej analizy stateczności dynamicznej, wykraczającej poza ramy tego kursu.

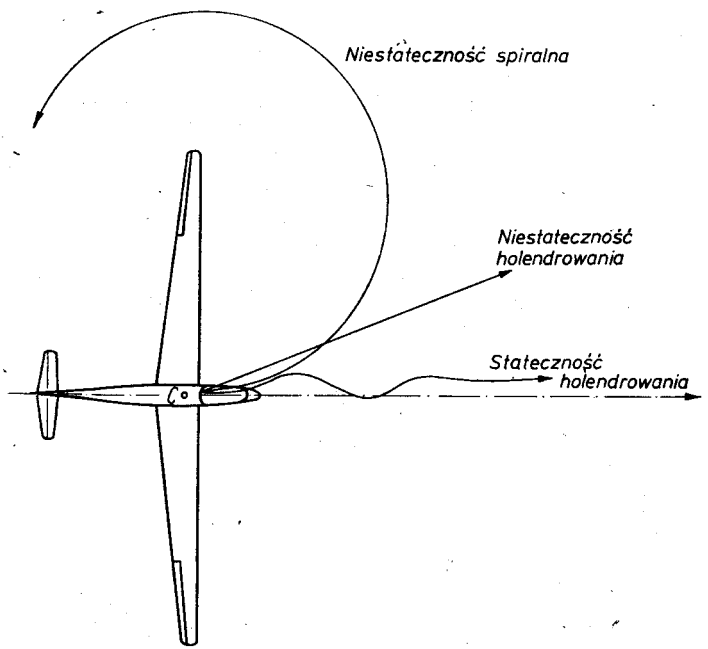
13.12

STATECZNOŚĆ DYNAMICZNA BOCZNA

Stateczność dynamiczną boczną należy rozpatrywać podobnie jak podłużną, tzn. analizować, co dzieje się z szybowcem w miarę upływu czasu, po zakłóceniu jego stanu równowagi wskutek prędkości ślizgu v_S. Należy tu również uwzględnić wzajemne powiązanie między przechyleniem i odchyleniem szybowca i wpływ tego powiązania na odpowiednie momenty

boczne oraz wpływ przyspieszeń liniowych na siły i momenty. Otóż przy rozpatrywaniu stateczności statycznej bocznej wynikało, że jeśli ruch szybowca jest zakłócony na przykład przez podmuch, który przechyli szybowiec wokół osi x, to zacznie on wykonywać ślizg z prędkością v_S. W pierwszej chwili pojawią się wtedy następujące momenty boczne: moment poprzeczny ΔL ustateczniający, wyprowadzający szybowiec z przechylenia (rys. 13.8), oraz moment odchylający ΔN, który ustawia oś podłużną szybowca równolegle do kierunku wypadkowej prędkości (otrzymanej przez złożenie prędkości lotu i prędkości ślizgu) i działa w kierunku prędkości ślizgu (rys. 13.11). Okazuje się, że te dwa momenty wywierają największy wpływ na ruch szybowca po zakłóceniu i od ich wzajemnych wartości będzie zależał dalszy charakter ruchu.

Niestateczność holendrowania. Jeżeli moment przechylający ΔL jest większy od momentu odchylającego ΔN, to szybowiec szybciej dochodzi do położenia poziomego, zanim moment ΔN doprowadzi go do kierunku lotu, a następnie zaczyna przechylać się w drugą stronę, co wywołuje znów przeciwny ślizg i powstaje znów moment poprzeczny ΔL, usuwający przechylenie, oraz moment kierunkowy ΔN w kierunku ślizgu. Ruch szybowca polega więc na wahaniach wokół osi z–z, z jednoczesnym przechyleniem raz w jedną, raz w drugą stronę. Ruch ten nazwano „holendrowaniem szybowca", gdyż jest on podobny do holendrowania, które wykonują łyżwiarze na lodzie. Gdy tak powstałe wahania szybowca nie są tłumione, wówczas amplituda ich rośnie i mówi się, że szybowiec wykazuje niestateczność dynamiczną holendrowania (rys. 13.13).



Rys. 13.13. Rodzaje niestateczności dynamicznej bocznej

Niestateczność spiralna. Jeżeli moment odchylający ΔN jest większy od momentu przechylającego ΔL, to jeszcze zanim szybowiec dojdzie do położenia poziomego przeważający moment kierunkowy odchyla go w kierunku ślizgu. Szybowiec wykonuje więc coraz bardziej zacieśniający się zakręt, zwany spiralą (rys. 13.13). Jest to tzw. „niestateczność spiralna" szybowca.

Rozważone tu przypadki niestateczności bocznej nie uwzględniają wpływu wszystkich sił wpływających na momenty boczne, jednak dają one pewien pogląd na stateczność dynamiczną boczną. Ponieważ często trudno jest zapewnić stateczność spiralną w całym zakresie warunków lotu, przy zachowaniu stateczności innych postaci ruchu, więc wymaga się tylko, aby czas zacieśniania się spirali był równy kilkudziesięciu sekundom, tak aby pilot miał możliwość przeciwdziałania tej niestateczności.

Natomiast niestateczność holendrowania jest niedopuszczalna ze względu na to, że okres wahań tego ruchu wynosi 3 ÷ 15 s, a niestateczność o takim okresie jest bardzo niebezpieczna.

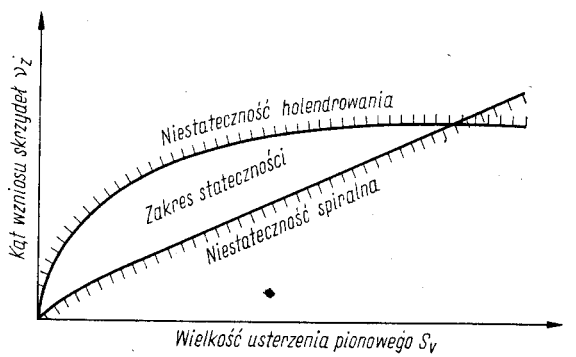
13.13

PARAMETRY KONSTRUKCYJNE WPŁYWAJĄCE NA STATECZNOŚĆ DYNAMICZNĄ BOCZNĄ

Największy wpływ na wartość momentu ustateczniającego poprzecznego ΔL ma kąt wzniosu skrzydeł ν_z, a na moment kierunkowy ΔN — wielkość usterzenia kierunku S_V.

Istnieją oczywiście i inne parametry, które wywierają wpływ na stateczność dynamiczną boczną szybowca, na ogół jednak rozkłady mas, kształt kadłuba czy obrys skrzydeł są ustalone na podstawie przesłanek konstrukcyjnych, trudno jest więc je zmieniać. Stosunkowo najłatwiejszymi do zmiany parametrami, a zarazem mającymi największy wpływ na stateczność boczną są wznios skrzydeł ν_z i wielkość usterzenia kierunku S_V.

Na rys. 13.14 pokazano wpływ tych dwóch najważniejszych parametrów·



Rys. 13.14. Wpływ kąta wzniosu ν_z i powierzchni usterzenia kierunku S_v na stateczność dynamiczną boczną

Z rysunku tego widać, że zbyt duże zwiększenie kąta wzniosu skrzydeł v_z, przy stałej wartości usterzenia kierunku S_V może spowodować niestateczność holendrowania szybowca, natomiast zbyt duże zwiększenie usterzenia kierunku S_V przy stałym wzniosie v_z może doprowadzić do niestateczności spiralnej.

13.14 STEROWNOŚĆ

Sterownością nazywa się sposób reagowania szybowca na zmiany ustalonego lotu wywołane wychyleniem odpowiednich sterów. Z tego względu przez analogię stateczności rozróżnia się sterowność podłużną, sterowność poprzeczną i sterowność kierunkową. Sterowność podłużną realizuje pilot za pomocą steru wysokości, poprzeczną za pośrednictwem lotek, a kierunkową za pomocą steru kierunku. O sterowności szybowca decyduje wiele różnorodnych cech, które powodują, że szybowiec jest łatwy do pilotowania, prawidłowy i nie wymaga zbyt dużych sił w pilotażu. Wiadomo, że szybowiec jest tym sterowniejszy, im jego stateczność jest mniejsza — szybowce akrobacyjne są bardziej sterowne od innych i wskutek tego mniej od nich stateczne. Sam problem sterowności jest dosyć złożony i z tego względu ograniczymy się do powyższych stwierdzeń.

Rozdział 14

ZJAWISKA AEROELASTYCZNE ZWIĄZANE Z PRZEKROCZENIEM PRĘDKOŚCI DOPUSZCZALNEJ

Każdy szybowiec ma ściśle określony przez konstruktora zakres prędkości, od najmniejszej, zwanej prędkością minimalną, do tzw. „prędkości dopuszczalnej", której nie wolno pilotom przekraczać, gdyż grozi to zniszczeniem konstrukcji. Zniszczenie konstrukcji następuje najczęściej z powodu wystąpienia pewnych zjawisk natury aeroelastycznej, mających miejsce po przekroczeniu prędkości dopuszczalnej.

Ze względu na lekkość, jaką konstruktor stara się uzyskać, szybowiec nie jest konstrukcją sztywną, lecz odkształca się pod wpływem sił działających w czasie lotu i odkształcenia te po przekroczeniu prędkości dopuszczalnej mogą wywołać powstanie takich niebezpiecznych zjawisk, jak:

1) odwrotne działanie (rewers) lotek i usterzeń,

2) ukręcenie się skrzydła, inaczej zwane „rozbieżnością" (dywergencją) skrętną skrzydła,
3) flatter czyli „drgania samowzbudne",
4) trzepotanie usterzeń (buffeting).

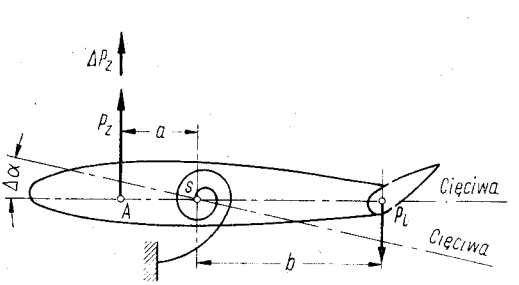
14.1

ODWROTNE DZIAŁANIE LOTEK I STERÓW

Zjawisko odwrotnego działania omówione zostanie na przykładzie lotek, gdyż tam najczęściej występuje.

W dotychczasowych rozważaniach zakładano, że szybowiec nie odkształca się w całym zakresie prędkości. W rzeczywistości tak nie jest i każdy pilot może stwierdzić, że ugięcie końcówki skrzydła zarówno do góry, jak i do dołu, przy pewnych prędkościach wynosi ponad 1 m. Oczywiście, tak duża odkształcalność zmienia położenie poszczególnych elementów szybowca względem kierunku lotu i zakłóca opływ aerodynamiczny. Stopień odkształcalności szybowca charakteryzuje tzw. „sztywność konstrukcji", przy czym rozróżnia się sztywność giętną, która mówi o ugięciu elementu konstrukcji pod wpływem momentu gnącego, oraz sztywność skrętną, która określa kąt skręcenia elementów konstrukcyjnych wywołany momentem skręcającym.

Na rys. 14.1 pokazane jest skrzydło z lotką (lub statecznik ze sterem) wychyloną do góry. Na rysunku sprężyna charakteryzuje sztywność skrzydła



Rys. 14.1. Odwrotne działanie lotek

na skręcanie. Punkt przyczepienia tej sprężyny na profilu znajduje się w punkcie S, który nazwany jest środkiem skręceń. Względem tego punktu następuje skręcanie się profilu. Środek skręceń na skrzydle znajduje się zwykle za środkiem aerodynamicznym, w którym przyłożona jest wypadkowa siła aerodynamiczna. Lotka wychylona do góry powoduje powstanie na niej siły P_l skierowanej do dołu. Siła ta względem środka skręceń S daje moment skręcający skrzydło o wartości: $M_S = P_l \cdot b$, który powoduje zwiększenie kąta natarcia skrzydła o wartość $\Delta\alpha$. To z kolei pociąga za sobą przyrost siły nośnej na skrzydle o wielkość ΔP_z, skierowanej do góry.

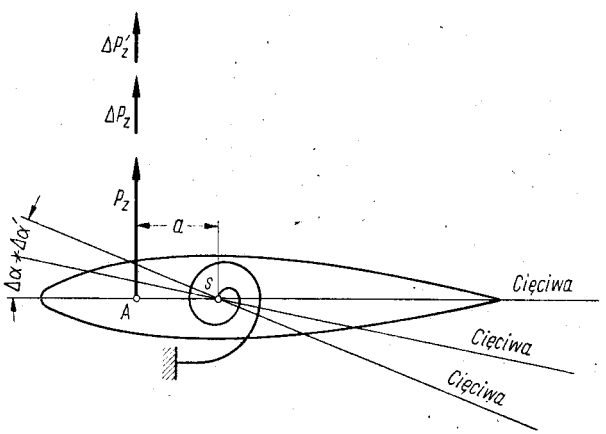
Jeśli skrzydło jest sztywne na skręcanie, to oczywiście skręcenie od wychy

lenia lotki będzie małe, natomiast w przypadku małej sztywności skrętnej skrzydła skręcenie będzie duże i kąt $\Delta\alpha$ będzie duży. Okazuje się, że przy małej sztywności skrętnej lub przy dużej prędkości lotu przyrost siły ΔP_z (skierowany w górę) może być większy od siły P_t i wówczas wypadkowa siła będzie skierowana do góry. Działanie lotki będzie więc przeciwne niż zamierzone przez pilota. Prędkość lotu, przy której występuje to zjawisko, nazwano prędkością krytyczną odwrotnego działania lotek (sterów). Zjawisko to zależy oczywiście od prędkości lotu, gdyż moment $M_s = P_t \cdot b$ zależy od prędkości lotu do kwadratu. Zjawisko takie obserwuje się również w przypadku wychylania steru wysokości i steru kierunku, gdyż stateczniki również mają ograniczoną sztywność skrętną, a ponadto ugięcie kadłuba przy dużych prędkościach powoduje zmianę kątów natarcia usterzenia, która prowadzi do odwrotnego działania usterzeń.

14.2

UKRĘCENIE SIĘ SKRZYDŁA

Rozpatrzmy podobnie jak w poprzednim przypadku profil skrzydła, którego sztywność skrętną charakteryzuje sprężyna zaczepiona w środku skręceń S (rys. 14.2). Ponieważ środek aerodynamiczny na profilu nie pokrywa się ze środkiem skręceń, a więc siła P_z względem punktu S daje moment skręcający o wartości $M_s = P_z \cdot a$. Jeżeli pilot zwiększy kąt natarcia skrzydła o wartość $\Delta\alpha$, to siła nośna na skrzydle wzrośnie o ΔP_z, a moment



Rys. 14.2. Rozbieżność skrętna skrzydła

tej siły względem punktu S wzrośnie o wartość $\Delta M_S = \Delta P_z \cdot a$. Jeżeli sztywność skrzydła na skręcanie jest odpowiednio duża, to nastąpi w tym stanie równowaga. Ponieważ skrzydło jest odkształcalne, to ten zwiększony moment wywoła skręcenie skrzydła o kąt $\Delta\alpha'$, który z kolei wpłynie na zwiększenie siły nośnej o wartość $\Delta P'_z$. Siła ta spowoduje dalszy wzrost

momentu o $\Delta M_S' = \Delta P_z' \cdot a$, co da kolejny wzrost skręcania skrzydła o kąt $\Delta\alpha''$, czyli powiększy kąt natarcia skrzydła itd., aż do ukręcenia się skrzydła. Gdy sztywność skrzydła będzie duża, to ustali się równowaga, gdyż przyrosty momentu od sprężyny (która symbolizuje sztywność skrętną skrzydła) będą większe i przeciwne niż przyrosty momentu od siły aerodynamicznej. Jak wiadomo, moment od siły aerodynamicznej zależy od kwadratu prędkości, więc przy dostatecznie dużej prędkości każde skrzydło okaże się za mało sztywne i moment od siły aerodynamicznej będzie większy niż moment od przeciwdziałających mu sił sprężystych. Prędkość, przy której nastąpi ukręcenie się skrzydła, nazwano „krytyczną prędkością rozbieżności skrętnej skrzydła".

Identyczne zjawisko może wystąpić również na usterzeniu; jest to wówczas „rozbieżność skrętna usterzeń".

14.3

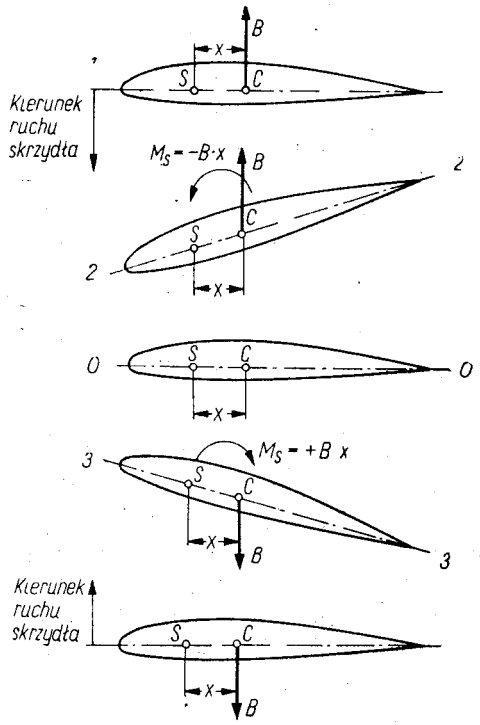
DRGANIA SAMOWZBUDNE (FLATTER)

Omówione powyżej zjawiska aeroelastyczne mają charakter statyczny, jednak odkształcalność poszczególnych elementów szybowca jest przyczyną występowania różnego rodzaju niebezpieczecznych zjawisk dynamicznych, takich jak drgania konstrukcji. Drgania, wywołane jakimś chwilowym impulsem, wskutek tłumienia konstrukcji i oddziaływania ośrodka zazwyczaj zanikają. Czasami jednak zdarza się, że konstrukcja może znaleźć się w polu działania takich sił, które zamiast tłumić wzmagają drgania, powodujące zniszczenie konstrukcji.

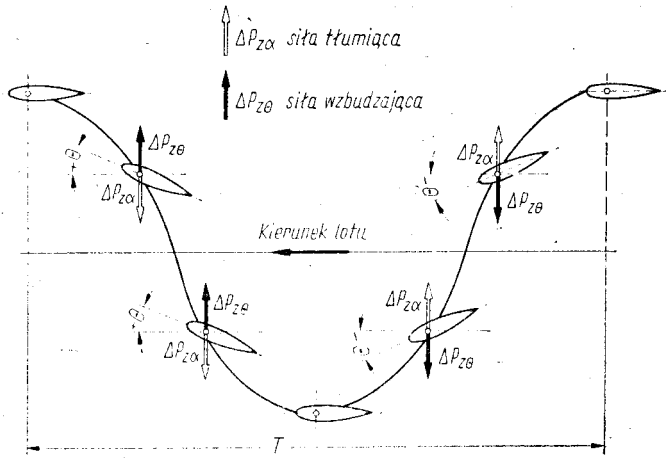
Typowym przykładem takich niebezpiecznych, narastających drgań są samowzbudne drgania wywołane siłami aerodynamicznymi, zwane „flatterem". Drgania typu flatter mogą mieć różne postacie i dotyczyć różnych elementów konstrukcji, przy czym możliwe są drgania jednego elementu lub kilku jednocześnie.

Drgania typu flatter pojawiły się na samolotach i szybowcach gdy zaczęto latać z dużymi prędkościami przy jednoczesnym zachowaniu lekkości konstrukcji, co przy spełnieniu wymagań wytrzymałościowych nie zapewniało dostatecznej sztywności konstrukcji. Mechanizm powstawania flatteru wyjaśniony zostanie na przykładzie drgań giętno-skrętnych skrzydła.

Na skrzydle, a więc i na profilu, środek ciężkości (s.c) położony jest w odległości x za środkiem skręceń S (rys. 14.3). Jeżeli wskutek chwilowego impulsu (np. podmuchu) skrzydło zostało wychylone z położenia równowagi 0—0 do położenia 1—1, to z chwilą ustania impulsu skrzydło pod wpływem wewnętrznych sił sprężystych będzie chciało powrócić do poprzedniego położenia. Pojawi się wówczas siła bezwładności B przyłożona w środku ciężkości, skierowana przeciwnie do kierunku ruchu; siła ta działając na ramieniu x skręca skrzydło momentem $M_S = -B \cdot x$. Skręcenie jest tego rodzaju, że gdy skrzydło opada w dół, to jednocześnie skręca się opuszczając nos (pokazano to w położeniu pośrednim skrzydła *2—2* na rys. 14.3),



Rys. 14.3. Drgania giętno-skrętne profilu



Rys. 14.4. Flatter giętno-skrętny skrzydła

i przeciwnie, gdy ugina się do góry, to skręca się zadzierając nos do góry (położenie pośrednie *3—3* rys. 14.3).

Przez wykreślenie kolejnych położeń skrzydła w czasie pełnego okresu T ruchu drgającego otrzymuje się obraz jak na rys. 14.4. Z rysunku tego widać, że skręcanie skrzydła o kąt Θ, wywołane momentem od siły bezwładności, zmienia kąt natarcia skrzydła o tę samą wartość, a więc wywołuje zmianę siły nośnej na skrzydle o wartość $\Delta P_{z\Theta}$. Siła ta skierowana jest zawsze w kierunku ruchu skrzydła, będzie więc wzmagała drgania skrzydła, tzn. będzie siłą wzbudzającą drgania. Jednocześnie wskutek istnienia prędkości w o kierunku prostopadłym do kierunku prędkości lotu, ulega zmianie kąt natarcia o wartość $\Delta\alpha = \frac{w}{v}$, a więc i siła aerodynamiczna o wartość $\Delta P_{z\alpha}$. Kierunek działania tej siły jest przeciwny do kierunku prędkości w, czyli przeciwny do giętnych przemieszczeń skrzydła. Wynika to stąd, że na skrzydle przemieszczającym się do dołu kąt natarcia wzrasta o wartość $\Delta\alpha$, a więc siła nośna wzrasta o ΔP_{za} i skierowana jest do góry; zjawisko to ma przebieg odwrotny na skrzydle idącym w górę. Ta siła ΔP_{za} ma więc kierunek przeciwny do poprzednio omówionej $\Delta P_{z\Theta}$, jest więc siłą tłumiącą drgania — sprzeciwia się ruchowi drgającemu skrzydła.

Zależnie od wzajemnego stosunku tych dwóch sił drgania szybowca będą albo tłumione, gdy $\Delta P_{z\alpha} > P_{za}$, albo będą się wzmagały.
Analizę przypadków można przeprowadzić po określeniu zależności na siły wzbudzające i tłumiące drgania. Siła:

$$\Delta P_{z\Theta} = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot \Delta c_{z\Theta} \tag{14.1}$$

gdzie współczynnik:

$$\Delta c_z = a \cdot \Delta\alpha \tag{14.2}$$

gdyż przyjmujemy, że współczynnik siły nośnej c_z jest liniową funkcją kąta natarcia. W przypadku siły wzbudzającej przyrostem $\Delta\alpha$ jest kąt skręcania Θ, a więc siła pobudzająca jest równa:

$$\Delta P_{z\Theta} = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot a \cdot \Delta\alpha \tag{14.3}$$

czyli zależy od prędkości lotu w kwadracie.
Z kolei siła tłumiąca:

$$\Delta P_{z\alpha} = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot \Delta c_{z\alpha} = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot a \cdot \Delta\alpha \tag{14.4}$$

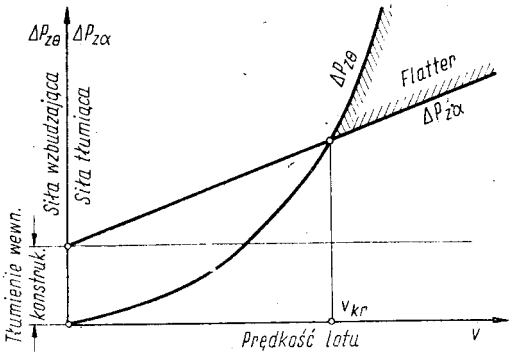
gdzie:

$$\Delta\alpha = \frac{w}{v} \tag{14.5}$$

Po wstawieniu do (14.4) ilorazu w/v i uproszczeniu przez v otrzymujemy:

$$\Delta P_{z\alpha} = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot a \cdot w \cdot v \tag{14.6}$$

Siła tłumiąca zależy od prędkości lotu w pierwszej potędze. Wykres zależności obydwu tych sił w funkcji prędkości lotu będzie miał taki charakter, jak na rys. 14.5. Z wykresu tego widać, że do pewnej prędkości lotu, $v = v_{kr}$, siły tłumiące ΔP_{za} są większe od sił wzbudzających drgania $\Delta P_{z\Theta}$,



Rys. 14.5. Wpływ prędkości lotu na siły wzbudzające i tłumiące flatter

a więc w tym zakresie prędkości drgania skrzydła są zanikające i powstanie drgań typu flatter jest niemożliwe. Przy lotach powyżej v_{kr} siły wzbudzające drgania $\Delta P_{z\Theta}$ przewyższają siły tłumiące $\Delta P_{z\alpha}$, a więc drgania będą się wzmagały doprowadzając do zniszczenia konstrukcji. Prędkość, przy której siły wzbudzające są równe siłom tłumiącym, nosi nazwę „prędkości krytycznej flatteru", a opisane wyżej zjawiska nazywane są drganiami samowzbudnymi lub „flatterem szybowca".

Drugim często występującym typem flatteru szybowca jest tzw. flatter giętno-lotkowy skrzydła. W tym przypadku podobny efekt do skręcenia skrzydła mogą wywołać niewyważone masowo lotki, które pod wpływem sił bezwładności wychylają się przeciwnie do kierunku ruchu skrzydła. Opisane dla skrzydła zjawisko flatteru może wystąpić również i na usterzeniach. Znając czynniki wpływające na prędkość krytyczną flatteru można stosować pewne środki zapobiegające; będą to przede wszystkim czynniki wpływające na zmniejszenie siły wzbudzającej drgania, oznaczonej przez $\Delta P_{z\Theta}$.

Najważniejsze spośród nich są:
— odpowiednio duża sztywność skrzydła lub usterzeń na skręcanie,
— przesunięcie środka ciężkości skrzydła lub usterzeń jak najbliżej osi skrętnej, gdyż zmniejszenie ramienia x siły $\Delta P_{z\Theta}$ powoduje zmniejszenie jej momentu skręcającego, a więc i kąta skręcenia skrzydła Θ,
— w przypadku flatteru lotkowego — wyważenie masowe lotek, powodujące przesunięcie środka ciężkości lotki do osi zawiasów; wówczas siły bezwładności lotki nie dają momentu względem osi obrotu lotki, co uniemożliwia wychylanie się lotki niezależnie od skrzydła w czasie drgań.

Oczywiste jest, że przy bardzo dużej prędkości lotu zawsze wystąpi flatter (rys. 14.5), jednak stosowanie tych środków zaradczych przesuwa zjawiska flatteru poza zakres przewidzianych dla danego typu szybowca prędkości lotu. Niekiedy pomimo wszystko nie udaje się dostatecznie zwiększyć prędkości krytycznej flatteru, co ogranicza dopuszczalną prędkość lotu.

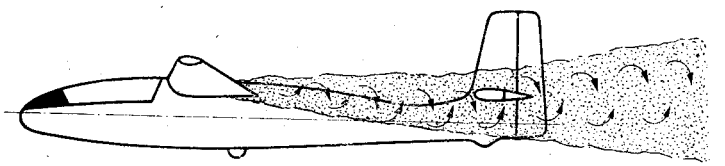
Flatter jest najniebezpieczniejszym rodzajem drgań występujących na szy-

bowcu, gdyż od chwili ich pojawienia się do chwili zniszczenia konstrukcji upływa zaledwie kilka sekund. W przypadku zauważenia przez pilota na dużej prędkości drgań, które zanikają powoli lub wcale nie zanikają, należy zdecydowanie zmniejszyć prędkość lotu, bo jeżeli amplitudy drgań bardzo wzrosną, najczęściej nie można już przeciwdziałać drganiom.

14.4

TRZEPOTANIE USTERZEŃ (BUFFETING)

Oprócz drgań samowzbudnych na usterzeniu mogą się pojawić drgania wymuszone, tak zwane trzepotanie (buffeting) usterzeń. Powstają one wówczas, gdy usterzenie znajdzie się w zaburzonym strumieniu wywołanym oderwaniem się strug na powierzchni skrzydła lub przy przejściu skrzydło-kadłub (rys. 14.6). Jeżeli częstość tego zaburzonego strumienia jest



Rys. 14.6. Trzepotanie usterzeń

równa częstości drgań usterzenia, to może się pojawić zjawisko rezonansu, prowadzące do zniszczenia usterzenia. Drgania tego typu nie są jednak tak niebezpieczne jak flatter, lecz są nieprzyjemne dla pilota i utrudniają pilotaż. Tego typu drganiom konstruktor stara się zapobiec przez staranne opracowanie przejścia skrzydła w kadłub; najskuteczniejszą metodą jest umieszczenie usterzenia poza obszarem zaburzonego strumienia. Z tego względu między innymi stosuje się wysokie umieszczenie usterzenia wysokości i układ usterzeń w kształcie liter *T*.

Rozdział 15

OBCIĄŻENIA SZYBOWCA

Obciążenia, którym poddany jest szybowiec, można podzielić na obciążenia występujące w czasie lotu oraz na obciążenia w czasie ruchu na ziemi. Znajomość tych obciążeń jest niezbędnym warunkiem właściwego zaprojektowania szybowca i zapewnienia odpowiedniej wytrzymałości jego konstrukcji.

Rodzaj i wartość sił występujących w różnych stanach lotu i w czasie eksploatacji na ziemi określają w każdym kraju tzw. przepisy budowy, które oparte są na obliczeniach teoretycznych i doświadczeniach zebranych w czasie użytkowania sprzętu.

15.1 WSPÓŁCZYNNIK OBCIĄŻENIA DOPUSZCZALNEGO n

Miarą obciążenia szybowca w locie jest tzw. współczynnik obciążenia n:

$$n = \frac{P_z}{Q} \tag{15.1}$$

Współczynnik obciążenia wyraża stosunek siły nośnej do ciężaru szybowca w locie. W ustalonym locie poziomym ciężar Q równoważy siłę nośną

$$n = \frac{P_z}{Q} = 1 \tag{15.2}$$

Natomiast np. w zakresie, kiedy pomiędzy siłami P_z i Q zachodzi zależność: $P_z \cdot \cos \varphi = Q$, współczynnik obciążenia n jest większy od jedności dla każdego kąta przechylenia φ:

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{Q}{Q \cdot \cos \varphi} = \frac{1}{\cos \varphi} > 1 \tag{15.3}$$

W locie nieustalonym, gdy występuje hamowanie lub przyspieszanie, lub w lotach krzywoliniowych (zakręt, wyrwanie z lotu nurkowego itp.) na szybowiec działają przyspieszenia, które są przyczyną występowania masowych sił bezwładności B, równych iloczynowi masy ciała i przyspieszenia. Siły te skierowane są przeciwnie niż przyspieszenie

$$B = m \cdot a \tag{15.4}$$

gdzie a — przyspieszenie.
Współczynnik obciążenia działający na szybowiec można wyrazić jako:

$$n = \frac{B}{Q} = \frac{m \cdot a}{m \cdot g} = \frac{a}{g} \tag{15.5}$$

Kiedy wskutek wychylenia przez pilota steru do góry szybowiec zakrzywi swój tor, pojawia się przyspieszenie dośrodkowe do góry, a więc siła bezwładności skierowana w dół, którą pilot odczuwa jako zwiększenie ciężaru. To pozorne zwiększenie ciężaru musi być zrównoważone wzrostem siły aerodynamicznej. Obciążenia w czasie lotu szybowca powstają wskutek sterowania przez pilota oraz wskutek występowania podmuchów w atmosferze. Pilot wychylając ster wysokości do góry lub w dół powoduje zwiększenie lub zmniejszenie kąta natarcia, a co za tym idzie zwiększenie lub zmniejszenie siły aerodynamicznej, czyli zwiększenie lub zmniejszenie współczyn-

nika obciążenia n. Również dostanie się szybowca we wznoszący lub opadający prąd powietrza powoduje zwiększenie lub zmniejszenie kąta natarcia, czyli zwiększenie lub zmniejszenie siły nośnej, a co za tym idzie zwiększenie lub zmniejszenie współczynnika obciążenia n.

Współczynnik obciążenia n jest dodatni wtedy, gdy siła nośna P_z jest większa od ciężaru szybowca Q (gdy pilot wychyla ster wysokości do góry lub szybowiec wlatuje w prąd wznoszący), oraz ujemny, gdy siła nośna P_z jest mniejsza od ciężaru Q (gdy pilot wychyla ster wysokości do dołu lub szybowiec wlatuje w prąd opadający).

Obciążenia działające na szybowiec działają również na pilota, przy czym organizm ludzki łatwiej znosi obciążenia dodatnie, tzn. skierowane od głowy do tułowia, niż ujemne, od tułowia do głowy, które powodują napływ krwi do mózgu, mogący spowodować uszkodzenie mózgu. Dopuszczalny dodatni współczynnik obciążenia jest dwukrotnie wyższy niż ujemny.

Dopuszczalne obciążenie w czasie lotu, powstające wskutek sterowania pilota, nazwano obciążeniami od wyrwania oraz obciążeniami od brutalnego sterowania. Obciążenie spowodowane występowaniem podmuchów nazwano obciążeniem od lotu w burzliwej atmosferze.

Wielkości odpowiednich obciążeń szybowców przewidziane w projekcie polskich przepisów budowy szybowców omówiono w pkt. 15.2.

15.2

OBCIĄŻENIA OD WYRWANIA

Obciążenia od wyrwania obejmują obciążenia szybowca w całym zakresie prędkości od lotu nurkowego do lotu na maksymalnym kącie natarcia zarówno dodatnim — w locie normalnym, jak i ujemnym — w locie na plecach.

Dla każdej konfiguracji lotu obciążenie szybowca można wyrazić przez współczynnik obciążenia $n = \frac{P_z}{Q}$, a każdej wartości współczynnika n odpowiada określona wartość prędkości v. Spośród wszystkich występujących przypadków obciążeń szybowca w locie wybrano pięć najbardziej charakterystycznych i oznaczono je literami A, B, C, D, E. Dla każdego z tych przypadków określono współczynniki n i odpowiadające im prędkości lotu v.

Zależności te przedstawia się na wykresie $n = f(v)$, który nazwano „obwiednią wyrwania" szybowca. Punkt A odpowiada lotowi szybowca na $c_{z\max}$, przy czym współczynnik obciążenia wynosi wtedy $n_A = n_{\max}$.

Prędkość lotu v dla tego przypadku można wyznaczyć z równania (15.1)

$$n_A = \frac{P_{z\max}}{Q} = \frac{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v_A^2 \cdot c_{z\max}}{Q} \tag{15.6}$$

a stąd:

$$v_A = \sqrt{\frac{2Q \cdot n_A}{\varrho \cdot S \cdot c_{z\,\max}}} = v_p \sqrt{n_A} \tag{15.7}$$

gdzie:

$$v_p = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_{z\,\max}}}$$ — najmniejsza prędkość lotu szybowca.

Punkt E odpowiada lotowi na $c_{z\,\min}$ (na plecach), punkt C odpowiada lotowi nurkowemu z prędkością $v_{\max}$, gdy współczynnik $c_z = 0$.
Odpowiadające poszczególnym punktom współczynniki obciążenia n podano w tablicy 4.

Szybowce podzielono na kategorie według obciążeń, na jakie są narażone w czasie eksploatacji (tabl. 3). Każda z kategorii zawiera odpowiednie wartości współczynników obciążenia n charakteryzujące poszczególne stany lotu (tabl. 4).

Kategorie i klasy szybowców — TABLICA 3

Kategoria obciążeniowa szybowców	1 słabo obciążone		2 średnio obciążone	3 silnie obciążone	4 specjalne
Klasa szybowców	I szkolne	II treningowe	III wyczynowe	IV akrobacyjne	V specjalne

Współczynniki obciążenia „obwiedni wyrwania" — TABLICA 4

Współczynnik obciążenia \ Kategoria obciążeniowa		1	2	3	4
n_A		4,5	6,0	7,0	3,0
n_B		3,5	4,0	5,0	3,0
n_C		0	0	0	0
n_D		−1,0	−2,0	−3,0	—
n_E		−2,0	−3,0	−4,0	—
Lot na klapach wyporowych	na odcinku K_2-K_1 n_K	2,25	3,0	3,5	2,0
	na odcinku P_k-K n	1,0	1,0	1,0	1,0

Charakterystyczne prędkości krzywej wyrwania TABLICA 5

Prędkość \ Kategoria obciążeniowa	1	2	3	4
v_{max} [m/s] nie może być mniejsza od największej spośród podanych wartości	3,0 v_p; $v_{opt}+25$ 0,4 v_{gr}	4,0 v_p $v_{opt}+40$ 0,4 v_{gr}	5,5 v_p $v_{opt}+50$ 0,6 v_{gr}	3,0 v_p — —
v_k [m/s] nie może być mniejsza od największej spośród podanych wartości	2,2 v_{pk} 1,5 v_p	2,5 v_{pk} 1,7 v_p	2,5 v_{pk} 1,7 v_p	— —
v_h [m/s]	0,6 v_{max}	0,7 v_{max}	0,75 v_{max}	0,6 v_{max}
$v_A = v_p\ n_A$	2,12 v_p	2,45 v_p	2,64 v_p	1,75 v_p
$v_E = v_p\ n_E$	1,41 v'_p	1,73 v'_p	2,0 v'_p	—
$v_B = v_C = v_D = v_{max}$				

gdzie:

v_{max} [m/s] — największa dopuszczalna prędkość lotu szybowca w konfiguracji przelotowej,

v_{opt} [m/s] — prędkość optymalna,

v_k [m/s] — największa dopuszczalna prędkość lotu szybowca z wychylonymi klapami wyporowymi,

v_h [m/s] — największa prędkość lotu, przy której wolno jeszcze pilotowi uruchamiać hamulce w sposób gwałtowny,

v_A [m/s] — prędkość lotu w punkcie A krzywej wyrwania,

v_B [m/s] — prędkość lotu w punkcie B krzywej wyrwania,

v_C [m/s] — prędkość lotu w punkcie C krzywej wyrwania,

v_D [m/s] — prędkość lotu w punkcie D krzywej wyrwania,

v_E [m/s] — prędkość lotu w punkcie E krzywej wyrwania,

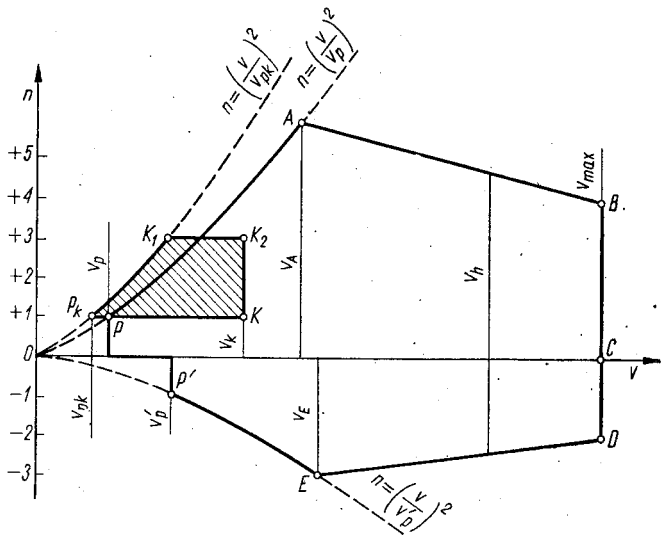
$v_p = 4\frac{Q}{SA}\frac{1}{c_{zmax}}$ [m/s] — prędkość przeciągnięcia, najmniejsza prędkość szybowca w locie normalnym,

$v'_p = 4\frac{Q}{S}\frac{1}{c_{zmin}}$ [m/s] — prędkość przeciągnięcia w locie odwróconym,

v_{pk} [m/s] — prędkość przeciągnięcia podczas lotu z wysuniętymi klapami wyporowymi.

Prędkości charakterystyczne obwiedni wyrwania dla wszystkich kategorii szybowców zestawiono w tablicy 5.

Dla tak określonych wartości współczynników obciążeń i odpowiadających im prędkości rysuje się obwiednie wyrwania (rys. 15.1). Na krzywej tej linie AB, BD, DE są prostymi, krzywe PA i $P'E$ są parabolami określonymi równaniami: $n = \left(\frac{v}{v_p}\right)^2$ na odcinku PA (przeciągnięcie na dodatnim kącie natarcia) i $n = -\left(\frac{v}{v_p}\right)^2$ na odcinku $P'E$ (przeciągnięcie na ujemnym kącie natarcia), natomiast stan lotu przy $c_{z\,max}$ z wychylonymi klapami określa odcinek P_kK_1 według równania: $n = \left(\frac{v}{v_{pk}}\right)^2$.



Rys. 15.1. Obwiednie wyrwania szybowca

15.3

OBCIĄŻENIA PODCZAS LOTU W BURZLIWEJ ATMOSFERZE

Tak określono obciążenia występujące na skutek pionowych podmuchów powietrza w atmosferze. Otóż wiadomo, że wskutek podmuchu o prędkości pionowej w do góry następuje zwiększenie kąta natarcia o wartość $\Delta\alpha = \frac{w}{v}$, a przy podmuchu w dół zmniejszenie kąta natarcia o wartość $\Delta\alpha$. Zmienia się wówczas również współczynnik obciążenia i wynosi odpowiednio:

$$n = \frac{P_z + \Delta P_z}{Q} = 1 + \frac{\Delta P_z}{Q} \tag{15.8}$$

Po podstawieniu siły nośnej:

$$P_z = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot \frac{dc_z}{d\alpha}\Delta\alpha = \tfrac{1}{2}\varrho \cdot S \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot v^2 \cdot \frac{w}{v} \cdot \eta \tag{15.9}$$

do wzoru (15.8) współczynnik obciążenia wynosi

$$n = 1 + \frac{\varrho \cdot S\frac{dc_z}{d\alpha} \cdot v \cdot w \cdot \eta}{2Q} \tag{15.10}$$

gdzie

η — tzw. współczynnik złagodzenia podmuchu (przyjmuje się, że podmuch narasta liniowo od prędkości 0 aż do wartości w).

Ze wzoru (15.10) wynika, że współczynnik obciążenia od podmuchu do

góry jest większy od jedności i jest tym większy, im silniejszy jest podmuch i większa prędkość lotu v. Natomiast przy podmuchu w dół współczynnik n jest mniejszy od jedności lub ujemny.

Podmuchy występujące w atmosferze podzielono na:

1) podmuchy słabe, których prędkość pionowa $w = \pm 4$ m/s, występujące w tzw. atmosferze spokojnej,
2) podmuchy zwykłe o prędkości $w = \pm 10$ m/s, występujące w atmosferze burzliwej,
3) podmuchy silne o prędkości $w = \pm 30$ m/s, występujące w atmosferze bardzo burzliwej (w chmurach lub rotorach).

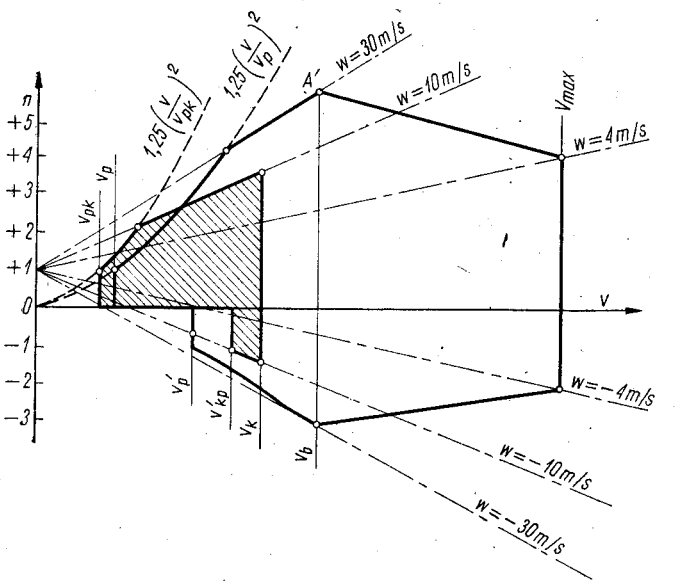
Wymaga się, aby konstrukcja szybowca była zdolna do przeniesienia obciążeń od podmuchów słabych przy maksymalnej prędkości lotu v_{max}, natomiast od podmuchów zwykłych i silnych — przy tzw. prędkości lotu w burzliwej atmosferze v_b, którą określa się następująco: v_b — musi być większa spośród dwóch wartości — 2,3 v_p, 0,23 v_{gr},

gdzie:

$$v_{gr} = 4\sqrt{\frac{Q}{S}\frac{1}{c_{r\,min}}}.$$

$c_{r\,min}$ — minimalny współczynnik wypadkowej siły aerodynamicznej.

Korzystając z wzoru (15.10) można sporządzić wykres współczynnika obciążenia n od podmuchów w funkcji prędkości lotu dla stałych prędkości pionowych w (rys. 15.2). Krzywą $n = f(v)$ dla podmuchów nazwano „ob-



Rys. 15.2. Obwiednia podmuchów szybowca

wiednią podmuchów". Obrazuje ona wszystkie dopuszczalne obciążenia szybowca od podmuchów.

Ponieważ działanie podmuchów jest dynamiczne, istnieje możliwość przekroczenia współczynnika $c_{z\,max}$ na skrzydle o 25%, dlatego krzywe, które ograniczają zakres obciążeń przy $c_{z\,max}$, oblicza się według wzorów:

$$n = 1{,}25\left(\frac{v}{v_p}\right)^2 \quad \text{— dla podmuchów dodatnich,}$$

$$n = -1{,}25\left(\frac{v}{v'_p}\right)^2 \quad \text{— dla podmuchów ujemnych,}$$

$$n = 1{,}25\left(\frac{v}{v_{pk}}\right)^2 \quad \text{— dla podmuchów dodatnich podczas lotu na klapach,}$$

$$n = -1{,}25\left(\frac{v}{v'_{pk}}\right)^2 \quad \text{— dla podmuchów ujemnych podczas lotu na klapach.}$$

Zestawienie na jednym rysunku wykresów obwiedni wyrwania i obwiedni podmuchów może wykazać, że albo obwiednia podmuchów mieści się całkowicie wewnątrz obwiedni wyrwania i wówczas miarodajna dla określenia obciążeń szybowca jest obwiednia wyrwania, albo obwiednia podmuchów wychodzi poza obrys obwiedni wyrwania i wówczas miarodajna dla określenia obciążeń jest krzywa złożona z odcinków obydwu tych obwiedni leżących na zewnątrz. Dla przykładu na rys. 15.3 pokazano wypadkową krzywą obciążeń szybowca „Kobuz", która przedstawia obraz obciążeń, jakie mogą działać na ten szybowiec w locie.

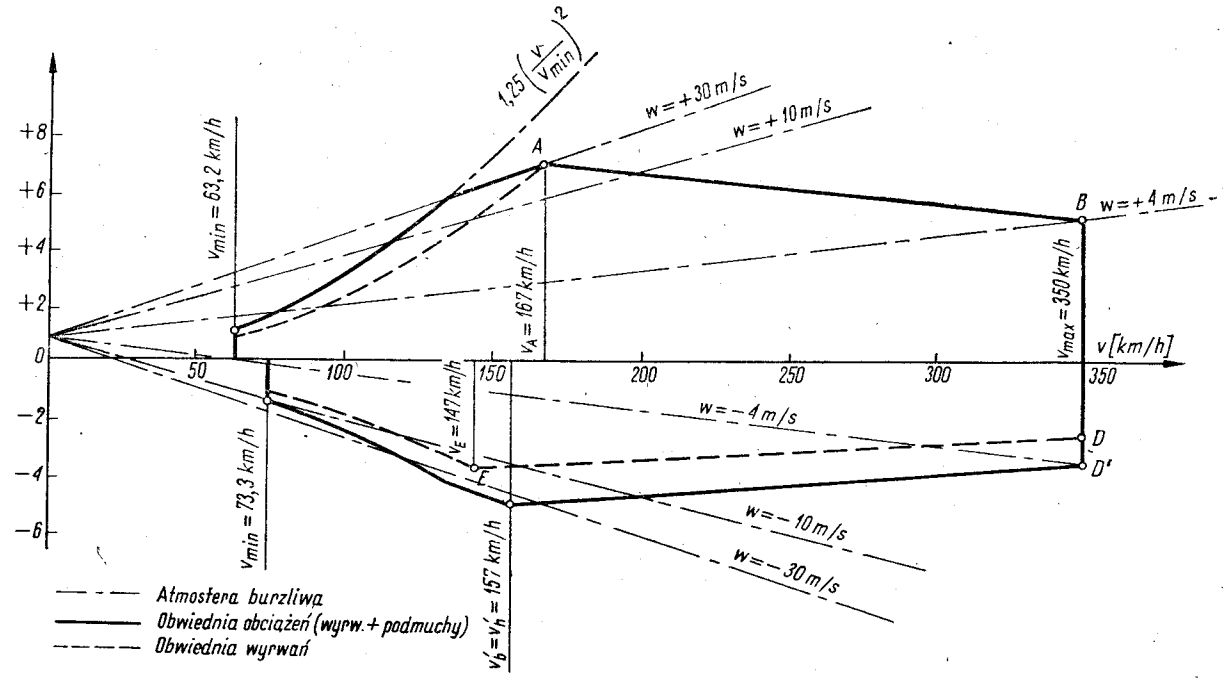
W przypadku szybowców, ze względu na dodatkowe obciążenia podczas holowania pochodzące od siły ciągu linki holowniczej, oblicza się również obwiednię podmuchów w locie holowanym i dla zilustrowania obciążeń wypadkowych nakłada się wówczas 3 krzywe: dwie jak poprzednio i jedną krzywą obwiedni podmuchów w locie holowanym (szczegółowe omówienie jej mogą znaleźć zainteresowani czytelnicy w przepisach budowy szybowców). Krzywą wyrwania można również przedstawić w układzie współrzędnych $n = f(c_z)$. Mając krzywą $n = f(v)$ w sposób bardzo prosty można przejść na krzywą $n = f(c_z)$ na podstawie znanego już wzoru:

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z}{Q} \tag{15.11}$$

skąd:

$$c_z = \frac{2n \cdot Q}{\varrho \cdot S \cdot v^2} \tag{15.12}$$

Jednak wygodniej jest posługiwać się krzywą $n = f(v)$, a współczynniki c_z wyznaczyć na podstawie wzoru (15.12).



Rys. 15.3. Wypadkowa obwiednia wyrwania szybowca „Kobuz"

15.4

OBCIĄŻENIA OD BRUTALNEGO STEROWANIA

Przez brutalne sterowanie określa się szybkie wychylenie sterów szybowca oraz takich mechanizmów, jak klapy i hamulce aerodynamiczne na dużej prędkości lotu.

Obciążenia poszczególnych elementów szybowca wywołane brutalnym sterowaniem oblicza się przy określonym w „przepisach budowy szybowców" założeniu współczynnika obciążenia n i prędkości v, na której to zachodzi. Przykładowo — obciążenie skrzydeł wywołane brutalnym wychyleniem lotek oblicza się dla współczynnika $n = \frac{n_A}{2}$ i $n = \frac{n_E}{2}$ i prędkości $v = v_A$.

Ponadto w przypadku szybowców oblicza się obciążenia od holowania, przy czym rozróżnia się loty holowane za samolotem i za wyciągarką oraz start z lin gumowych.

15.5

OBCIĄŻENIE NA ZIEMI

Do obciążeń szybowca na ziemi zalicza się obciążenia wynikające z nieumiejętnej obsługi, z transportu czy kotwiczenia. Należy tu przede wszystkim zapewnić właściwą wytrzymałość końcówek skrzydeł i usterzeń ze względu na nieprzewidziane chwytanie ich ręką.

15.6

WSPÓŁCZYNNIKI OBCIĄŻEŃ KONSTRUKCJI

Omówiono już obciążenia szybowca, tzw. dopuszczalne, które nie mogą wywołać trwałych odkształceń konstrukcji; współczynnk $n = \frac{P_z}{Q}$ nosi nazwę współczynnika obciążeń dopuszczalnych.

Obciążenia, przy których następuje zniszczenie konstrukcji, nosi nazwę obciążeń niszczących. Jest rzeczą oczywistą, że obciążenia niszczące są wyższe niż dopuszczalne. Współczynnik, który mówi, ile razy obciążenie niszczące jest większe od dopuszczalnego, nosi nazwę współczynnika bezpieczeństwa i wyraża się zależnością:

$$\nu = \frac{\text{obciążenie niszczące}}{\text{obciążenie dopuszczalne}} = \frac{m}{n} \tag{15.13}$$

gdzie m — współczynnik obciążenia niszczącego.

Stąd

$$m = \nu \cdot n \tag{15.14}$$

Konstrukcję oblicza się dla obciążeń niszczących, co oznacza, że szybowiec może ulec zniszczeniu dopiero wówczas, gdy obciążenia będą ν razy większe od dopuszczalnych. Najprostszym więc sposobem zwiększenia obciążeń

niszczących byłoby zastosowanie większego współczynnika bezpieczeństwa v, czego niestety uczynić nie można, gdyż prowadzi to do wzrostu ciężaru konstrukcji, a więc ograniczenia osiągów. Współczynnik bezpieczeństwa dla większości elementów szybowca przyjmuje się w granicach $v = 1{,}5 \div 2{,}0$, przy czym dla części konstrukcji specjalnie ważnych, jak okucia skrzydeł, przyjmuje się wyższe wartości v niż dla pozostałych, mniej odpowiedzialnych elementów. Obciążenie szybowca poniżej dopuszczalnych określonych współczynnikiem *n* szybowiec wytrzymuje bez żadnych odkształceń, natomiast po przekroczeniu obciążeń dopuszczalnych poszczególne elementy szybowca ulegną trwałym odkształceniom, co z kolei wywiera niekorzystny wpływ na własności lotne szybowca. Lot jest możliwy aż do chwili przekroczenia obciążeń niszczących, które spowodują zniszczenie szybowca np. przez złamanie skrzydła lub usterzenia czy też ukręcenia się kadłuba.

15.7

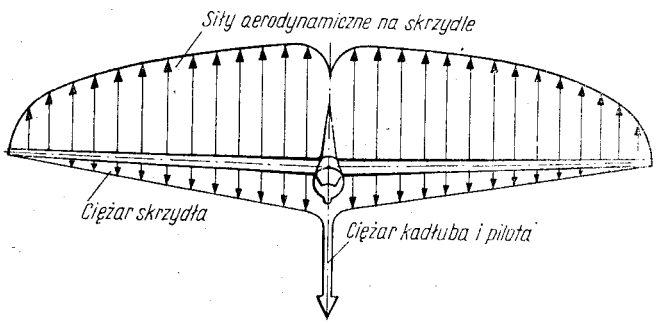
OBCIĄŻENIE ZASADNICZYCH ZESPOŁÓW SZYBOWCA

Szybowiec składa się z takich zasadniczych zespołów konstrukcyjnych, jak: skrzydło, kadłub, usterzenie, zespoły napędowe, kabina pilota wraz z całym wyposażeniem oraz urządzenie do lądowania. Każdy z tych zespołów ma do spełnienia określone zadanie i poddany jest różnego rodzaju obciążeniom. Konstrukcja poszczególnych elementów musi przenosić te obciążenia przy zachowaniu wymaganego współczynnika bezpieczeństwa v. Zadaniem konstruktora jest zapewnienie odpowiedniej wytrzymałości przy jednoczesnym zachowaniu lekkości konstrukcji.

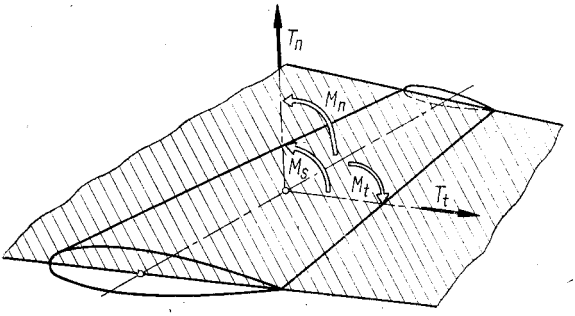
Obciążenia skrzydła. Na obciążenie skrzydła składają się siły aerodynamiczne i siły bezwładności pochodzące od masy skrzydła. Siły te rozłożone są w sposób ciągły wzdłuż rozpiętości (rys. 15.4). W celu lepszego zilustrowania obciążeń zewnętrznych skrzydła, siły ciągłe zastąpiono równoważnymi siłami skupionymi (rys.15.5). Z rysunku widać, że skrzydło jest obciążone:

— siłą normalną T_n,

— siłą styczną T_t,



Rys. 15.4. Rozkład sił w locie



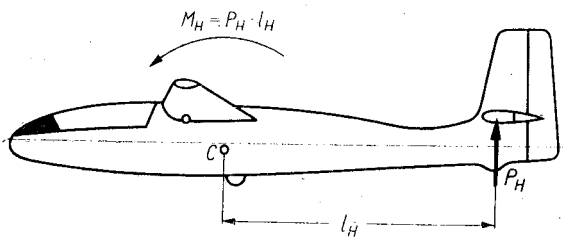
Rys. 15.5. Obciążenie zewnętrzne skrzydła

— momentem gnącym normalnym M_n (od siły T_n),
— momentem gnącym w płaszczyźnie stycznej M_t (od siły T_t),
— momentem skręcającym M_s.

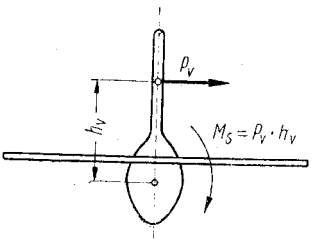
Obliczenia podanych sił i momentów przeprowadza się dla każdego z charakterystycznych punktów krzywej wyrwania. Ponadto oblicza się obciążenia skrzydła wywołane brutalnym wychyleniem lotek oraz nurkowaniem na otwartych hamulcach aerodynamicznych.

Obciążenia kadłuba. Obciążenia kadłuba szybowca pochodzą od:
— usterzeń,
— szarpnięć liny holowniczej, wyciągarkowej lub gumowej,
— obciążeń w czasie wyrwania,
— reakcji ziemi podczas startu i lądowania,
— brutalnej obsługi na ziemi.

Dla przejrzystości rachunku kadłub dzieli się na część przednią (od nosa do środka ciężkości) i tylną. Siła na usterzeniu wysokości daje moment zginający kadłub w płaszczyźnie pionowej równy $M_H = P_H \cdot l_H$ (rys. 15.6). Siła



Rys. 15.6. Zginanie kadłuba siłą P_H na usterzeniu wysokości



Rys. 15.7. Skręcanie kadłuba siłą P_v na usterzeniu kierunku

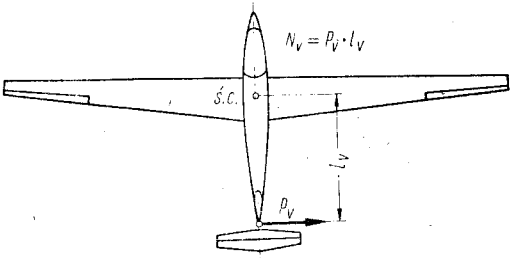
na usterzeniu kierunku zgina kadłub w płaszczyźnie poziomej momentem $N_v = P_v \cdot l_v$ (rys. 15.8) oraz skręca go momentem $M_S = P_v \cdot h_v$ (rys.15.7).

Obciążenia usterzeń. Obciążenia usterzenia wysokości oblicza się dla następujących stanów lotu:

— brutalne sterowanie,

— podmuchy pionowe,

— dla sił równoważących moment skrzydła w punktach *A*, *B*, *C*, *D*, *E* krzywej wyrwania.



Rys. 15.8. Zginanie kadłuba siłą P_v na usterzeniu kierunku

Rozpatruje się dwa przypadki brutalnego sterowania:

— gwałtowne pełne wychylenie steru do góry i do dołu przy prędkości v_A krzywej wyrwania,

— 1/3 pełnych wychyleń steru w górę i w dół przy prędkości v_{max}.

Obciążenia usterzenia kierunku oblicza się dla przypadków:

— brutalnego sterowania,

— podmuchów poziomych,

przy czym również rozpatruje się dwa przypadki brutalnego sterowania:

— pełne wychylenie steru kierunku przy prędkości v_A,

— 1/3 pełnego wychylenia steru przy prędkości v_{max}.

Obciążenia układu sterowania. Układ sterowania obciążony jest siłami pochodzącymi od:

— sił wywieranych przez pilota w kabinie na urządzenia sterownicze z jednej strony,

— momentów zawiasowych powierzchni sterowych z drugiej strony.

Siły wywierane przez pilota na poszczególne urządzenia sterownicze są ściśle określone w przepisach budowy szybowców.

Obciążenia podwozia. Siły te oblicza się dla danego typu podwozia z uwzględnieniem reakcji ziemi w różnych przypadkach lądowania prawidłowego symetrycznego oraz asymetrycznego, co również ujęte jest dokładnie w polskich przepisach budowy szybowców.

Czytelnicy zainteresowani obciążeniami szybowców w różnych stanach lotu znajdą bardzo dokładne i szczegółowe omówienie poruszonych zagadnień w polskich przepisach budowy szybowców.

TENDENCJE ROZWOJOWE W SZYBOWNICTWIE

W ciągu ostatnich dziesięcioleci obserwuje się stały, rewelacyjny rozwój szybownictwa na świecie.

Do najważniejszych zadań szybownictwa należą szkolenie pilotów oraz latanie wyczynowe. Do nauki latania i dalszych lotów doskonalących pilotom służą proste szybowce szkolne i treningowe charakteryzujące się dużą wytrzymałością, prawidłowością i łatwością pilotażu oraz niezbyt wysokimi własnościami aerodynamicznymi.

Najliczniejszą grupę wśród szybowców stanowią szybowce wyczynowe, umożliwiające pilotom zdobywanie warunków do srebrnych, złotych i diamentowych odznak, oraz szybowce zawodnicze, umożliwiające uzyskiwanie maksymalnych prędkości przelotowych w danych warunkach meteorologicznych oraz rekordowych wyników. O uzyskaniu maksymalnej prędkości przelotu decydują własności szybowca w krążeniu oraz prędkość przeskoku międzykominowego. Szybowce zawodnicze muszą odznaczać się optymalnymi własnościami przelotowymi, które najlepiej charakteryzuje tzw. „doskonałość szybowca". Doskonałość najlepszych latających obecnie szybowców wysokowyczynowych przekroczyła wartość 40 i dochodzi do 50, podczas gdy w okresie międzywojennym najlepsze szybowce miały doskonałość około 20.

Rozgrywane co dwa lata Szybowcowe Mistrzostwa Świata są nie tylko zgromadzeniem najlepszych pilotów, lecz i najnowocześniejszych konstrukcji szybowców. Z jednej strony dopingują one konstruktorów do stosowania najnowszych rozwiązań aerodynamicznych, konstrukcyjnych i technologicznych, z drugiej zaś strony dają im możliwość zapoznania się z najlepszymi szybowcami świata.

16.1 TENDENCJE ROZWOJOWE W DZIEDZINIE AERODYNAMIKI

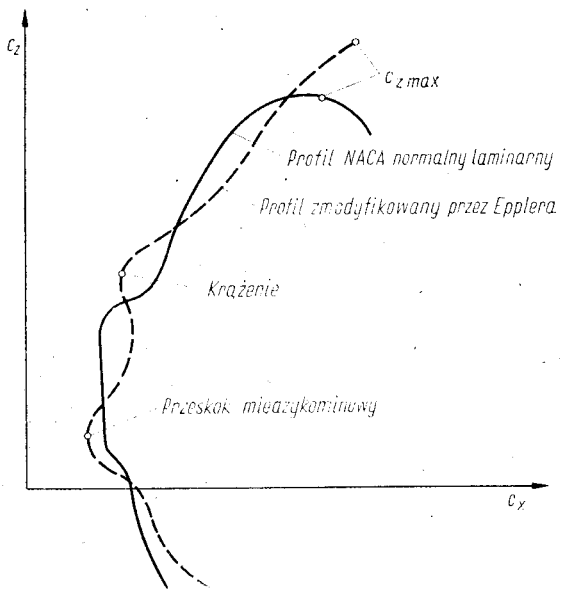
W ostatnich latach obserwuje się znaczny postęp w aerodynamice szybowców, polegający na wprowadzeniu nowych, zmodyfikowanych profilów laminarnych. Klasyczne profile laminarne (NACA) stosowano od dawna w skrzydłach szybowców. Wadą ich jest mniejszy współczynnik oporu c_x tylko w wąskim zakresie małych kątów natarcia odpowiadających prędkościom przeskoku szybowca, mały współczynnik maksymalnej siły nośnej $c_{z\max}$ oraz trudności z utrzymaniem przepływu laminarnego dla małych liczb Re, z jakimi się ma do czynienia w szybowcach. W ostatnich latach opracowano specjalnie dla szybowców tzw. zmodyfikowane profile lami-

narne, z których najbardziej znane i stosowane są profile Epplera i Wortmanna. Profile te opracowano na bazie laminarnych profilów NACA, w których dzięki zmianom geometrii uzyskano korzystny przebieg zależności współczynników c_z i c_x. Celem modyfikacji było uzyskanie optymalnych własności szybowca w dwóch zakresach prędkości, które decydują o walorach szybowca wyczynowego:

— w zakresie małej prędkości lotu dla dużych wartości c_z (krążenie w kominie),

— w zakresie dużej prędkości dla małych wartości c_z (przeskok międzykominowy).

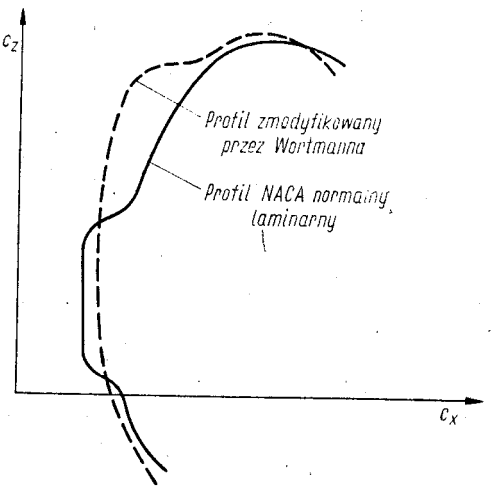
Na rys. 16.1 pokazano biegunową klasycznego profilu laminarnego i zmo-



Rys. 16.1. Biegunowa profilu Epplera

dyfikowaną przez Epplera. Z porównania widać, że udało się uzyskać zmniejszenie oporów dla dwóch najbardziej charakterystycznych stanów lotu szybowca — krążenia i przeskoku. W pozostałych punktach biegunowej współczynnik oporu c_x jest większy niż klasycznego profilu laminarnego. Modyfikację Epplera stosuje się głównie dla małych obciążeń powierzchni Q/S. Profile Epplera poprawiają wyraźnie własności szybowca dla dwóch stanów lotu omówionych powyżej, natomiast na większych prędkościach jedynie w bardzo małym zakresie kątów natarcia są lepsze od profilu klasycznego.

Celem modyfikacji Wortmanna było uzyskanie laminarności w dużym zakresie kątów natarcia kosztem nawet niewielkiego wzrostu $c_{x\,min}$. Na rys. 16.2 zestawiono własności profilu Wortmanna i profilu laminarnego NACA. Z porównania krzywych widać, że w przypadku profilów Wortmanna tak

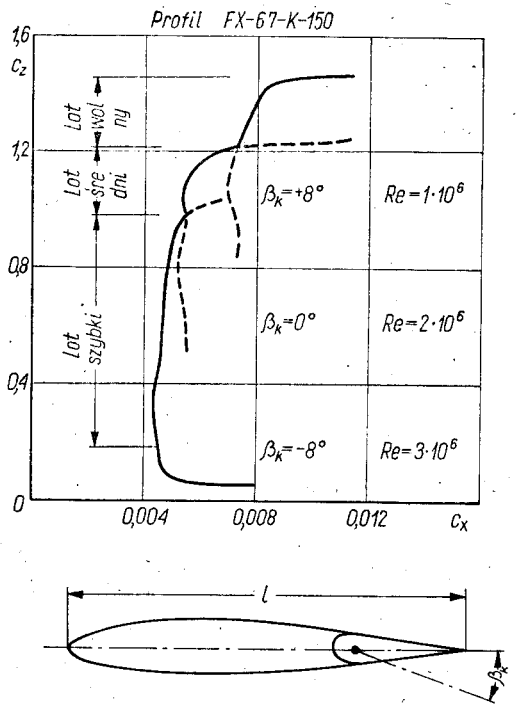


Rys. 16.2. Biegunowa profilu Wortmanna

charakterystyczna dla profilów laminarnych niecka znika. Obecnie większość konstruktorów bazuje na profilach Wortmanna, modyfikując je dalej, co daje równomierny przebieg biegunowej. Tak zmodyfikowane profile laminarne są dosyć cienkie — ich grubość wynosi od 12% do 18%, i mają małe współczynniki siły nośnej c_z. Aby zwiększyć współczynnik c_z i zapewnić małą prędkość krążenia, na szybowcach wysokowyczynowych klasy otwartej z reguły stosuje się klapy. Najnowocześniejsze szybowce mają tzw. klapy prędkościowe, które różnią się od klap wyporowych tym, że są wychylane do góry i do dołu. Klapa taka umożliwia zmianę geometrii profilu w czasie lotu przez zmianę jego wysklepienia, co z kolei wpływa korzystnie na charakterystyki aerodynamiczne szybowca. Klapa prędkościowa zajmuje najczęściej całą rozpiętość skrzydła, przy czym jej część zewnętrzna spełnia jednocześnie rolę lotki.

Na rys. 16.3 przedstawiono biegunową profilu z klapą prędkościową (profil Wortmanna FX-67-K-150). Profil taki zastosowano na polskim szybowcu zawodniczym SZD-37 „Jantar" i SZD-40X „Halny". Każdemu wychyleniu klapy odpowiadają określone przedziały prędkości, dla których własności lotne są optymalne. Zwiększenie możliwości wyczynowych uzyskuje się również przez zmianę obciążenia powierzchni nośnej skrzydła Q/S.

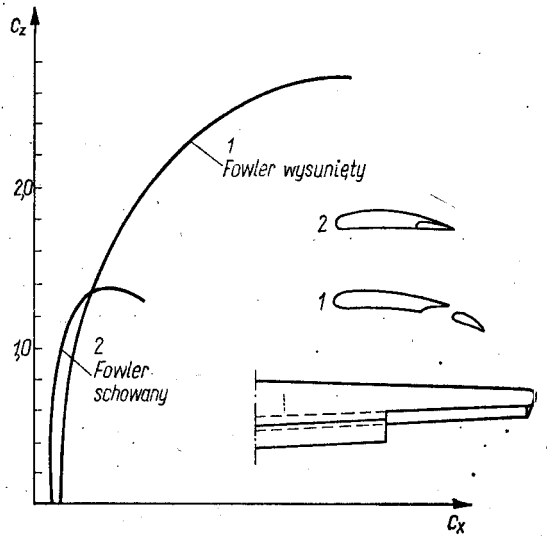
Zmiana Q/S powoduje przesuwanie się biegunowej prędkości wzdłuż linii największej doskonałości (rys. 12.10). Zmianę obciążenia Q/S można uzyskać albo przez zmianę ciężaru szybowca Q, albo przez zmianę jego powierzchni S. Zmianę ciężaru najprościej zrealizować stosując balast wodny. Metoda ta ma tę wadę, że pilot po pozbyciu się wody w chwili słabych warunków meteorologicznych nie ma już możliwości zwiększenia obciążenia szybowca na przeskoku.



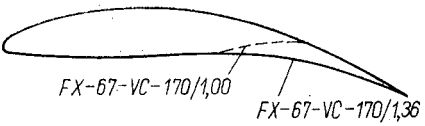
Rys. 16.3. Biegunowa profilu Wortmanna z klapą prędkościową

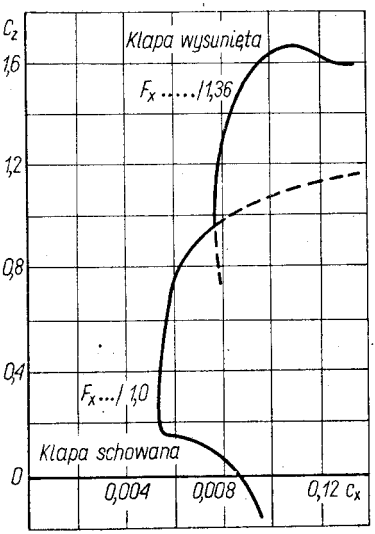
Zmianę powierzchni skrzydła S można uzyskać przez tzw. mechanizację skrzydła, umożliwiającą zmianę powierzchni albo wzdłuż cięciwy, albo wzdłuż rozpiętości skrzydła. Sposób pierwszy polega na zastosowaniu klap — poszerzaczy typu Fowler. Klapy takie nie tylko poszerzają skrzydło, lecz również wysklepiają jego profil. Szczególnie korzystne jest uzyskanie tą drogą większego współczynnika siły nośnej c_z i zmniejszenie obciążenia Q/S w krążeniu. Jednocześnie jednak klapy takie dają wzrost oporu indukowanego c_{xi} i profilowego c_{xp}. W sumie jednak na małych prędkościach lotu działanie ich jest pozytywne (rys. 16.4). Rozwiązanie tego typu zastosowano na szybowcu brytyjskim „Sigma 1", na którym zastosowano specjalne profile Wortmanna, zaprojektowane do współpracy razem z klapą (rys. 16.5). Przy stosowaniu sztywnych klap typu Fowler nie można zwiększyć powierzchni skrzydeł więcej niż o 50% powierzchni dla lotu szybkiego. Tej wady nie mają klapy typu „Żagiel" (niesztywne powierzchnie wysuwające się z krawędzi spływu, mogące dowolnie zwiększać powierzchnię skrzydła). Wadą ich z kolei jest mała sztywność. Stosowanie wszelkiego rodzaju klap wskutek małych grubości profilów przysparza wiele trudności. Układy sterowania i napędu klap są złożone konstrukcyjnie i wytrzymałościowo i trudno im zapewnić odpowiednią sztywność.

Radykalnie innym rozwiązaniem jest zmiana powierzchni nośnej w kie-



Rys. 16.4. Wpływ poszerzaczy typu Fowler na własności szybowca

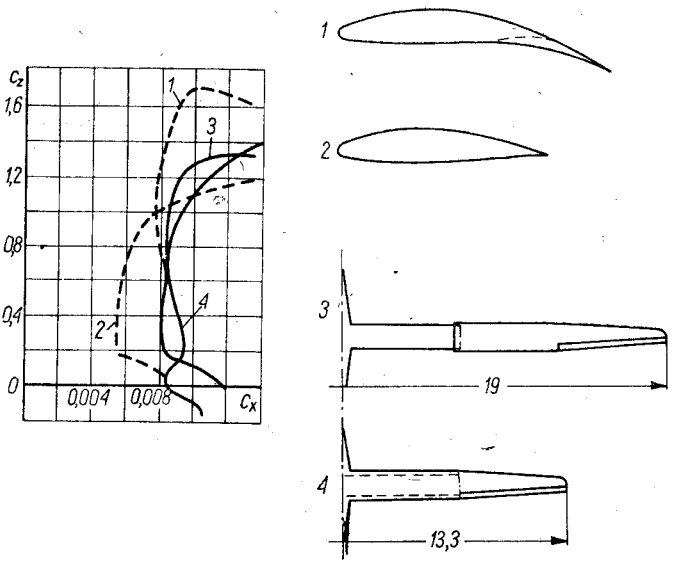




Rys. 16.5. Wpływ klapy prędkościowej na własności szybowca

runku rozpiętości płata. Próbę taką podjęto w RFN, gdzie na zbudowanym szybowcu doświadczalnym „fs-29" zastosowano tzw. płat teleskopowy, czyli rozsuwany, w którym skrajne części płata nasuwa się na części centralne. Tą metodą można uzyskać zmianę rozpiętości skrzydła z 19 m na 13,3 m. Na płat ten zastosowano specjalnie opracowane profile Wortmanna. Z kolei wadą takiego rozwiązania jest brak wysklepienia profilu wobec niemożliwości zastosowania klap.

Na rys. 16.6 porównano charakterystyki aerodynamiczne skrzydła z klapą



Rys. 16.6. Porównanie własności aerodynamicznych szybowców z klapą typu Fowler i ze skrzydłem teleskopowym

1 — skrzydło z klapą wysuniętą, *2* — skrzydło z klapą schowaną, *3* — skrzydło teleskopowe wysunięte, *4* — skrzydło teleskopowe zsunięte

typu Fowler (szybowiec „Sigma 1") ze skrzydłem teleskopowym (szybowiec „fs-29"). Skrzydło teleskopowe daje większe współczynniki oporu, lecz jednocześnie jego biegunowa jest bardziej równomierna — w dużym zakresie kątów natarcia opory zmieniają się nieznacznie.

Główne osiągięcia, jeśli chodzi o aerodynamikę ostatnich czasów, to zastosowanie zmodyfikowanych profilów laminarnych Epplera i Wortmanna, ale na aerodynamice skrzydła sprawa się nie kończy. Dalszy postęp wymaga aerodynamicznej optymalizacji elementów tworzących opór szkodliwy, czyli kadłuba i pozostałych części szybowca, oraz przejścia skrzydła i usterzeń w kadłub. Duży postęp przyniosło stosowanie „kijankowych" kształtów kadłubów o małych przekrojach poprzecznych, które są obecnie powszechnie stosowane. Dalsze zmniejszenie oporów szkodliwych można uzyskać przy opływie laminarnym na całym szybowcu, co osiąga się tylko przez odsysanie warstwy przyściennej, a to jest sprawą przyszłości.

W dziedzinie konstrukcji szybowców wyczynowych Międzynarodowa Organizacja Naukowo-Techniczna Szybownictwa (OSTIV) wprowadziła ostatnio podział na trzy klasy szybowców: otwartą, standard i standard nieograniczoną.

Klasa otwarta pozwala na stosowanie wszelkich rozwiązań aerodynamicznych i konstrukcyjnych, nie narzuca żadnych ograniczeń wymiarów ani innych parametrów szybowca.

W klasie standard wprowadzono następujące ograniczenia:

1) rozpiętość skrzydeł nie może przekraczać 15 m,
2) nie można stosować mechanizacji skrzydeł,
3) skrzydło musi mieć konwencjonalne hamulce aerodynamiczne,
4) podwozie musi być stałe, niechowane,
5) szybowiec powinien być prosty i tani oraz produkowany seryjnie.

Klasa standard nieograniczona ma tylko jedno ograniczenie: rozpiętość płata nie może przekraczać 15 m, a poza tym można stosować wszelkie rozwiązania dopuszczalne w klasie otwartej.

Po raz pierwszy w 1978 r. Mistrzostwa Świata były rozgrywane w trzech klasach — dotychczas istniały tylko dwie klasy, otwarta i standard. Dopuszczenie szybowców klasy standard do udziału w Mistrzostwach Świata miało na celu umożliwienie startu tym krajom, które nie mogły pozwolić sobie na kosztowny sprzęt. Natomiast klasa otwarta stanowi wolne pole dla eksperymentów konstrukcyjnych niezbędnych do utrzymania postępu technicznego w szybownictwie. W praktyce okazało się, że pomimo tych ograniczeń nałożonych na klasę standard rozwój jej poszedł w dwóch kierunkach:

— z jednej strony budowano szybowce zgodnie z duchem klasy standard — są to uniwersalne, tanie szybowce klubowe,

— z drugiej zaś strony powstają szybowce „wyścigowe" w klasie standard, które bardzo mało różnią się własnościami od szybowców klasy otwartej i spełniają wszystkie wymagania oprócz zalecenia prostoty i taniości konstrukcji. Biorąc to pod uwagę wprowadzono obecny podział na 3 klasy szybowców.

W dziedzinie konstrukcji szybowców zawodniczych dominują następujące cechy:

1) skrzydło wolnonośne ze zmodyfikowanymi profilami laminarnymi o małych grubościach (niskoprocentowe) bardzo gładkie z klapami prędkościowymi wychylanymi w dół i w górę — często wzdłuż całej rozpiętości płata,
2) likwidowanie wszelkich zaburzeń i szczelin na skrzydle, na przykład przez zastąpienie hamulców skrzydłowych spadochronikiem wypuszczanym z tylnej części kadłuba,
3) bardzo dokładne odtworzenie geometrii profilów,
4) kadłub opływowy, aerodynamiczny o kształcie „kijankowym", mocno zwężony w tylnej części za skrzydłem, o małym przekroju poprzecz-

nym powierzchni, co często pociąga za sobą półleżącą pozycję pilota,

5) usterzenia poziome przeważnie płytowe z klapką odciążającą, dzięki czemu można stosować mniejsze powierzchnie usterzeń oraz zlikwidować opór szczelinowy,

6) coraz częściej zamiast układu klasycznego usterzeń stosuje się usterzenie w kształcie litery „T", dające mniejsze opory, lub usterzenie motylkowe,

7) podwozie chowane w locie szczelnie do kadłuba,

8) szybowce wykonuje się w większości całkowicie z laminatów szklano-epoksydowych, a w najbardziej obciążonych miejscach stosuje się włókna węglowe lub z metalu łączonego z laminatem.

16.3 TENDENCJE ROZWOJOWE W DZIEDZINIE TECHNOLOGII

W przeciągu ostatniego dwudziestolecia nastąpił olbrzymi postęp technologiczny w dziedzinie wytwarzania szybowców, polegający na zastępowaniu tradycyjnego drewna nowymi materiałami i metodami ich przetwarzania. Obecnie wszystkie nowoczesne szybowce są wytwarzane z nowego tworzywa: z laminatów szklano-epoksydowych. Walory konstrukcyjne nowego tworzywa sprawiły, że stopniowo wyparły one prawie całkowicie drewno i materiały drewnopodobne.

Najważniejsze z zalet tworzyw laminarnych to: wysoka wytrzymałość, łatwość formowania, lekkość, uzyskiwanie znacznie lepszej dokładności geometrii szybowca i dużej gładkości powierzchni, mniejsza pracochłonność i krótsze cykle wytwarzania, odporność na warunki atmosferyczne oraz znacznie niższa cena niż drewna. Laminaty są to tworzywa warstwowe otrzymane przez nasycenie wypełniacza żywicami epoksydowymi. Jako wypełniacza używa się bądź tkaniny, bądź tzw. „rowingu" z cienkich włókien szklanych. Dużą zaletą jest również łatwość klejenia laminatów wzajemnie ze sobą, z drewnem i z metalem. Skrzydła wykonuje się zwykle jako konstrukcje skorupowo-przekładkowe z dwóch warstw laminatów wypełnionych wewnątrz spienioną pianką PCW lub wypełniaczami komórkowymi z papieru lub aluminium.

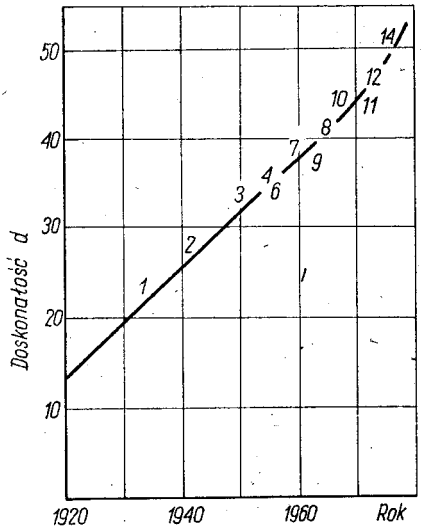
Aktualnie opracowano już metody wytwarzania włókien węglowych i grafitowych, a także z węglika boru o znacznie większym stosunku wytrzymałości do ciężaru właściwego od materiałów konwencjonalnych i wspomnianych wyżej tworzyw. Z tworzyw sztucznych wzmocnionych tymi włóknami wytwarza się najbardziej obciążone elementy trójwymiarowe, mogące przenosić obciążenia we wszystkich kierunkach. Nowe włókna są na razie bardzo drogie, a technologia ich wytwarzania otoczona tajemnicą. Przyszłość technologii leży jednak w tych i innych nowych materiałach o wysokiej wytrzymałości i w doskonaleniu metod wytwarzania szybowców z tych materiałów.

NAJNOWSZE KONSTRUKCJE SZYBOWCOWE ŚWIATA

Rozgrywane co dwa lata Szybowcowe Mistrzostwa Świata oraz ustanawianie ciągle nowych rekordów międzynarodowych zmuszają konstruktorów do projektowania coraz lepszych szybowców. W chwili obecnej na świecie i w Polsce istnieje wiele wysokowyczynowych konstrukcji (zarówno w klasie otwartej, jak i w obydwu klasach standard), które zyskały sobie miano „orchidei" szybowcowych. Niektóre z nich zasługują na szczególną uwagę:

— amerykańskie: „Sisu", „HP-14", „HP-15",
— angielskie: „Dart-15 W", „Sigma 1",
— austriackie: „Standard Austria",
— francuskie: „Sirren C 30 Edelweisse", „WA-28 ESPADON";
— fińskie: „PIK-20 D",
— RFN: „MINI NIMBUS", „ASTIR CS", „Schleiser SA-W17", „Kestrel", „fs-29", „MISTRAL-C",
— polskie: „Zefir-3", „Jantar-2", „Jantar-Standard", „Zefir-4" „Orion", „Foka", „Cobra",
— radzieckie: „A-15", „Lietuva",
— rumuńskie: „IS-29 E", „IS-29 D",
— szwajcarskie: „ELFE S3",
— jugosłowiańskie: „Meteor",
— czechosłowackie: „Diamand".

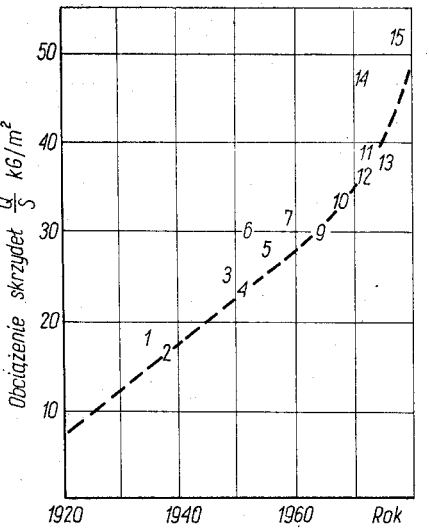
Na rys. 17.1 zobrazowano ciągły wzrost doskonałości szybowców w okre-



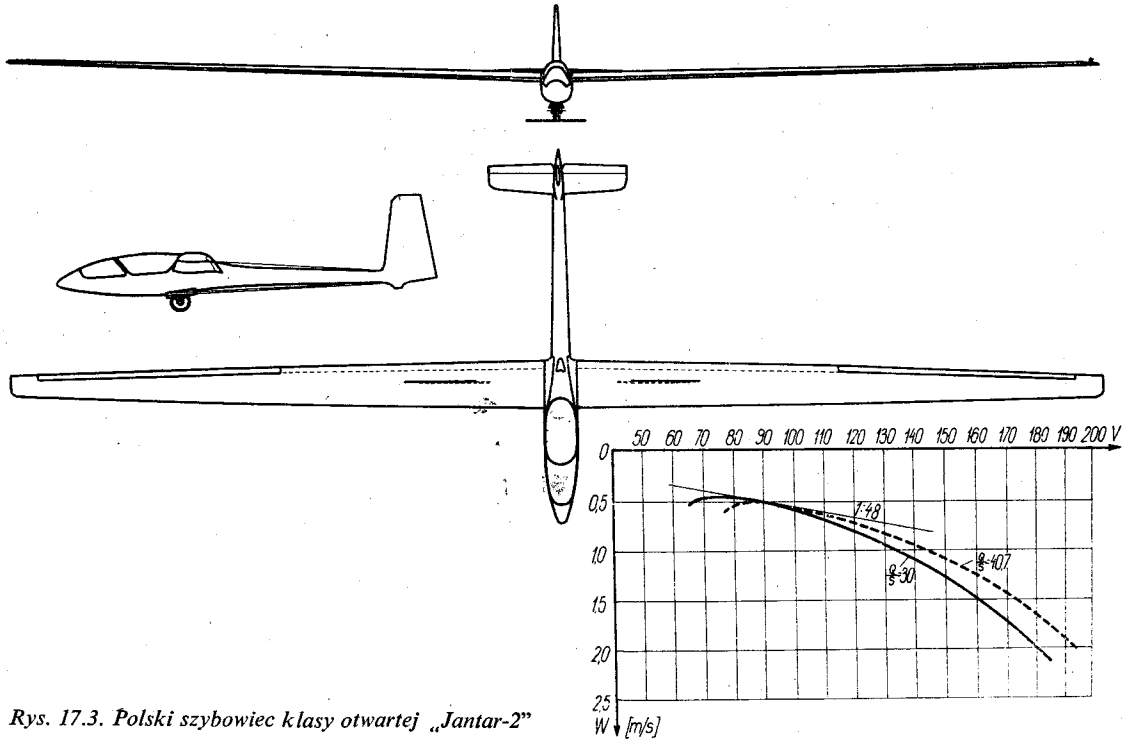
Rys. 17.1. Wzrost doskonałości szybowców na przestrzeni lat 1920—1970

1 — „Minimoa", *2* — „Weihe"
3 — „Orao", *4* — „Skylark",
5 — HKS-1, *6* — „Breguet",
7 — A-15, *8* — „Zefir",
9 — „Foka", *10* — „Cobra",
11 — HP-15, *12* — „Jantar",
13 — PIK-20, *14* — „Sigma 1",
15 — „fs-29"

sie od 1920 do 1970 r. w miarę stosowania najnowszych osiągnięć techniki w szybownictwie. Na rysunku tym naniesiono doskonałości najciekawszych konstrukcji szybowców produkowanych w poszczególnych latach. Na rys. 17.2 pokazano ciągłą tendencję do wzrostu obciążenia powierzchni nośnej szybowca w tym samym czasie. Na rys. 17.3—17.9 zestawiono kilka sylwetek najbardziej charakterystycznych szybowców ostatnich lat, które zasłużyły na miano „orchidei" w szybownictwie, oraz ich biegunowe prędkości.



Rys. 17.2. Wzrost obciążenia szybowców Q/S w latach 1920—1970 (oznaczenia jak na rys. 17.1)



Rys. 17.3. Polski szybowiec klasy otwartej „Jantar-2"